



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

VZTLAKOVÁ MECHANIZACE SOUTĚŽNÍHO MODELU LETADLA

HIGH-LIFT SYSTEM OF THE COMPETITION MODEL AIRCRAFT

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Martin Vrba

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Tomáš Koutník

BRNO 2018

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Martin Vrba**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: **Ing. Tomáš Koutník**
Akademický rok: 2017/18

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Vztlaková mechanizace soutěžního modelu letadla

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Dostatečný součinitel vztlaku křídla je nutnou podmínkou k provedení startu a přistání letadla na dostatečně malé rychlosti, která snižuje riziko jeho poškození. U letadel s velkým plošným zatížením je pak možné této rychlosti dosáhnout pouze za použití vztlakové mechanizace. To je i případ letounů účastnících se soutěže Air Cargo Challenge. Úkolem studenta bude provést rešerši používaných druhů vztlakové mechanizace a porovnat jejich přínos pro soutěžní letoun na základě zvolených kritérií.

Cíle bakalářské práce:

Student se seznámí s provedením a vlastnostmi vztlakové mechanizace používané na malých letounech a bezpilotních prostředcích. Na základě specifikací soutěže Air Cargo Challenge stanoví tzv. návrhový letový režim pro soutěžní letoun a posoudí vhodnost použití jednotlivých druhů vztlakové mechanizace z pohledu jak aerodynamických vlastností, tak i konstrukce a proveditelnosti.

Seznam literatury:

- TŮMA J.: Letadla, SNTL, Praha, 180 s, 1981.
- SLAVÍK S.: Stavba letadel, ČVUT, Praha, 130 s, 1997
- PÁVEK J., KOPŘIVA Z.: Konstrukce a projektování letadel I, ČVUT, Praha, 206 s, 1982
- BENEŠ P., SCHINDLER J.: Letectví dnes a zítra, Mladá fronta, Praha, 402 s, 1959
- NIU M. C. Y.: Airframe Structural Design, Conmilit Press Ltd., Hong Kong, 610 pages, 1988.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2017/18

V Brně, dne 7. 11. 2017

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Bakalářská práce je zaměřena na sestavení přehledu vztlakové mechanizace, a to jak na náběžných, tak i odtokových hranách, používané na modelech letadel a bezpilotních prostředcích. Stručně vysvětluje jejich princip a funkce. Popisuje postup výpočtu návrhového letového režimu pro soutěžní letoun podle specifikací soutěže Air Cargo Challenge.

KLÍČOVÁ SLOVA:

Křídlo, letadlo, náběžná hrana, odtoková hrana, polára letadla, přistání, součinitel vztlaku, součinitel odporu, soutěžní letoun, vzlet, vztlaková mechanizace.

ABSTRACT

This Bachelor thesis is focused on compiling a summary of lift mechanization, at both the leading and the trailing edges used on plane models and unmanned means of transport. It briefly explains their principles and functions. It describes the method of calculation of the flight mode design of the competing aircraft according to the specifications of the Air Cargo Challenge competition.

KEY WORDS:

Wing, aircraft, leading edge, trailing edge, the polar of aircraft, landing, lift coefficient, coefficient of resistance, competitive aircraft, take-off, lift device.

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

VRBA, M. *Vztlaková mechanizace soutěžního modelu letadla*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2018. 54s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Tomáš Koutník.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma Vztlaková mechanizace soutěžního modelu letadla vypracoval samostatně s využitím uvedené odborné literatury a pramenů.

V Brně dne 9. 5. 2018

.....
Martin Vrba

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji všem členům týmu BUT Chicken Wings za jejich spolupráci na společném projektu a Ing. Janu Pejcharovi za vedení týmu. Dále děkuji leteckému ústavu VUT v Brně za poskytnutí odborné literatury a především Ing. Tomáši Koutníkovi za odborné vedení bakalářské práce, vstřícný přístup a věcné připomínky.

Obsah

Úvod.....	11
1 Soutěž Air Cargo Challenge.....	13
1.1 Pravidla a hodnocení soutěže ACC pro rok 2017.....	13
1.2 Parametry soutěžního letounu	16
2 Princip vyvození vztaku na letadle:	17
3 Vztaková mechanizace:.....	20
3.1 Jednoduchá klapka	21
3.2 Odklápěcí klapka	21
3.3 Štěrbínová klapka.....	22
3.4 Fowlerova klapka.....	22
3.5 Zhodnocení vztakové mechanizace	24
4 Výpočet základních aerodynamických vlastností letounu	25
4.1 Polára letounu Librick	26
4.2 Pádová rychlost a rychlost vzletu	28
5 Výpočet délky dráhy vzletu a přistání	29
5.1 Vzlet bez vztakové mechanizace	29
5.2 Přistání bez vztakové mechanizace.....	32
5.3 Vzlet se vztakovou mechanizací.....	34
5.4 Přistání se vztakovou mechanizací	37
6 Výroba jednoduché klapky pro model Librick.....	39
7 Závěr	41
Zdroje:	43
Seznam obrázků.....	45
Seznam grafů	45
Seznam tabulek.....	45
Seznam symbolů a zkratk.....	46
Seznam příloh.....	48
Přílohy	1

Úvod

Ke studiu, vývoji a zdokonalování vztlakové mechanizace a následně jejího praktického využití nás vedou potřeby rychlosti chtivého člověka. Rychlá letadla pak vyžadují z konstrukčních důvodů malá a tenká křídla. U těchto křídel se ale objevuje zásadní problém. Při letu totiž nevykazují příliš velkou hodnotu vztlaku. Z tohoto důvodu byla křídla letounu obohacena o vztlakové systémy. Ty zvyšují schopnost profilu letadla vyvozovat větší vztlak, což především umožňuje vzlétat či přistávat na kratších drahách, i při vyšší vzletové hmotnosti. Let se tak stává ekonomičtější.[11]

U menších letounů, jimiž jsou např. RC modely letadel, bezpilotní letouny nebo specifická letadla stavěná na základě pravidel a požadavků různých soutěží, jako je například soutěž Air Cargo Challenge, je vztlaková mechanizace také velmi důležitá. Z pohledu bezpečnosti jsou totiž pro letoun velmi kritické dvě fáze letu: vzlet a přistání. Obě tyto fáze se uskutečňují na předem stanovené délce dráhy. Je proto potřeba, aby probíhaly při nižších rychlostech, neboť je u nich nejpravděpodobnější, že dojde k havárii. A proto jsou pro daný letoun navrhovány a konstruovány vztlakové mechanismy, které musí být vhodné a efektivní.

Tato práce je určena k získání základních obecných znalostí v oblasti vztlakové mechanizace a vyhodnocení jejích vlastností. Obsahuje také praktický návrh konkrétní vztlakové mechanizace pro letoun z Leteckého ústavu Vysokého učení technického v Brně týmu Chicken Wings do soutěže Air Cargo Challenge. V úvodní části práce je představena soutěž Air Cargo Challenge a letoun týmu s názvem Librick. Dále je stručně charakterizovaný princip a účel vyvození vztlaku na křídlech letounu. Následuje kapitola, kde jsou uvedeny a popsány vztlakové mechanismy, které přímo používají RC modely letadel. Poté je popsán postup při navrhování předpokládané konkrétní vztlakové mechanizace pro letoun do soutěže. A nakonec jsou shrnuty výsledky a případná doporučení pro další vývoj.

1 Soutěž Air Cargo Challenge

Soutěž *Air Cargo Challenge* (dále jen ACC) byla založena v roce 2003 portugalskou asociací pro letectví a kosmonautiku *APAE* a je inspirovaná americkou soutěží *Design, Build and Fly*, sponzorovanou *Americkým Institutem pro Letectví a Kosmonautiku (AIAA)* a společností *Cessna Aircraft Company*. Od té doby se soutěž koná každé dva roky a jsou do ní zapojeny státy z celého světa.



Obr. 1.1: Logo soutěže[12]

Cílem této soutěže je probudit zájem a také nadšení pro letectví mezi studenty z technických vysokých škol. Soutěž ACC umožňuje studentům získávat praktické znalosti z vývoje a konstrukce při návrhu nového bezpilotního modelu letounu.

Studenti utvoří týmy, ve kterých pracují na vývoji, návrhu a konstrukci letounu, jež má splňovat dané parametry podle soutěžního výboru ACC. Jejich celková práce pak zahrnuje návrh letounu, technickou dokumentaci, konstrukční realizaci, zalétání letounu a vyhodnocení jeho výkonových charakteristik. Při konání samotné soutěže pak studenti srovnávají svůj letoun s ostatními v řadě úkolů za podmínky, které musí letoun splnit.

1.1 Pravidla a hodnocení soutěže ACC pro rok 2017

Úkolem je navrhnout takový letoun, který vyniká v disciplínách, jako je rychlost a obratnost. Zároveň musí být také konstruován pro převoz nákladu, jehož hmotnost si každý tým volí sám. Tento náklad však musí být na letadle umístěn v nákladním prostoru o pravidly daném rozměru. Celá soutěž je poté rozdělena na několik částí. Každá část soutěže je následně řádně bodově ohodnocena:

1. Technická dokumentace

Technická dokumentace musí obsahovat detailní výkresy všech částí a celkové rozměry letounu. Všechny výkresy musí být přiloženy k závěrečnému zprávě - reportu. Bodový zisk je 0-30 bodů.

2. Závěrečná zpráva (Report)

Závěrečná zpráva o rozsahu třiceti stran velikosti A4 by měla obsahovat rozpočet projektu, pevnostní a aerodynamický návrh letounu, výpočet maximální hmotnosti nákladu, celkový vzhled letounu.

Bodový zisk je 0-50b.

3. Výpočet maximální hmotnosti nákladu

Předběžný výpočet maximální hmotnosti nákladu musí být uveden jako funkce hustoty vzduchu. Náklad musí být umístěn v rozměry přepsaném nákladním prostoru a musí být pevně spjat s drakem letounu. Bodový rozsah je dán správným odhadem vypočtené hmotnosti oproti reálné letové hmotnosti nákladu. Pouze bonusové body.

4. Prezentace projektu

Prezentace projektu je část soutěže, kde každý tým prezentuje svůj projekt letounu před ostatními týmy. Tato prezentace je časově omezena.

Bodový zisk je 0-30b.

5. Soutěžní let

Na začátku soutěžního dne musí být výborem rozhodčích provedena inspekce letounu, kde se kontrolují technické parametry letounu, které musí být totožné s technickou dokumentací. Například: správné ukotvení všech komponent letounu, elektrické rozvody, dostatečné upevnění nákladu v nákladovém prostoru, správnou funkci ovládacích prvků letounu, dosah vysílací soupravy pilota atd.[12]

Na vzlet letounu má pilot vyhrazené 3 minuty, neomezený počet pokusů a délku vzletové dráhy, na které musí letoun bezpodmínečně vzlétnout. Pravidly udaná délka je 60m. Nestane-li se tak, je pokus neplatný. Po úspěšném vzletu má pilot 30 sekund na nabrání libovolné letové výšky a posléze je měřen čas, za který letoun proletí 10x 100m úsek tam i zpět. Po zalétnutí musí letadlo bezpečně přistát na již zmíněné vyznačené přistávací ploše, avšak již bez podmínky 60m, jak je vidět na obrázku 1.2. Za letu a během přistání nesmí z letounu odpadnout jakákoliv jeho součást, jinak je let neplatný. Před letem si každý tým určí, s jak velkou zátěží poletí. Počet bodů za let se vypočte podle následujícího vzorce:

$$\text{Počet bodů} = (m_{sl} [\text{kg}] \cdot 2) \cdot \left(\frac{1000[m]}{\text{čas}[s]} + a \right) \cdot b \quad (1.1)$$

m_{sl} = hmotnost nákladu

$a = 0$ pro neúspěšný vzlet a neúspěšné přistání

$a = 0.5 [m/s]$ pro úspěšný vzlet i přistání

$b = 1$ pro úspěšný let bez havárie

$b = 0$ pokud není úspěšný vzlet, letoun havaruje, nebo upadne část letounu [12]

Bonusové body:

1. „Bonusové body za správný *odhad hmotnosti* nákladu. Čím více se shoduje hmotnost nákladu z předběžného výpočtu m_{pv} s hmotností nákladu během soutěžního letu m_{sl} , tím více bodů tým dostane.

$$\text{Počet bodů} = 10 \cdot \left(1 - \frac{|m_{pv} - m_{sl}|}{m_{pv}}\right) \quad (1.2)$$

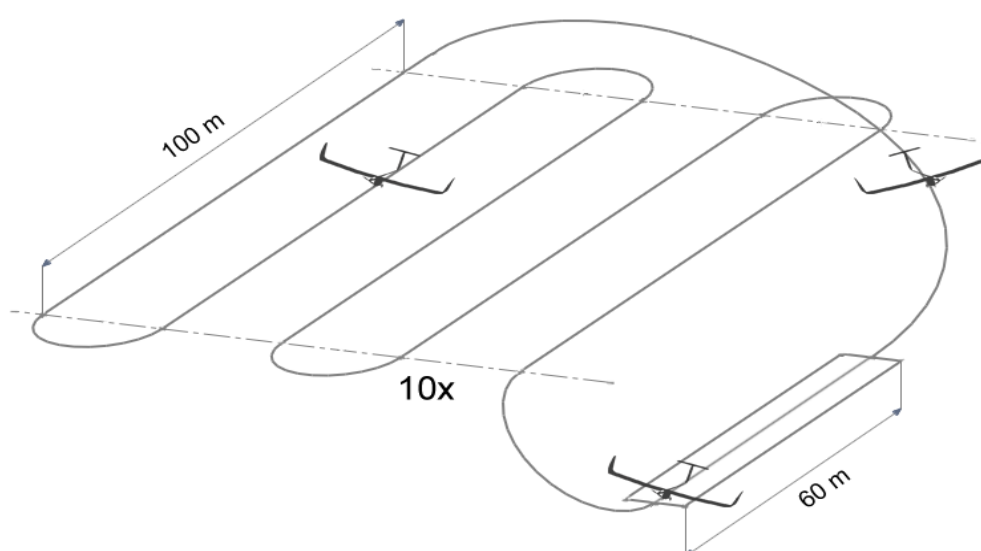
2. Bonusové body za *rychlou předletovou přípravu*. Pokud tým připraví letoun k letu, včetně umístění nákladu do 2 minut“ [9][14]

$$\text{Počet bodů} = 24 \cdot \left(1 - \frac{t}{120 \text{ s}}\right) \text{ pro } t < 120 \text{ s} \quad (1.3)$$

„*Penalizace*. Bodová penalizace se vztahuje ke všem bodově ohodnoceným částem soutěže. V soutěži vyhrává tým, který získá největší počet bodů daný součtem bodů ze všech částí soutěže viz tabulka 1.1.“ [12][18]

Tab. 1.1: Bodové ohodnocení soutěže ACC[18]

	Bodový rozsah
Technická dokumentace	$\langle 0, 30 \rangle$
Zpráva	$\langle 0, 50 \rangle$
Prezentace projektu	$\langle 0, 30 \rangle$
Soutěžní let.	viz rce. 1.1
Bonusové body - hmotnost nákladu	$\langle 0, 10 \rangle$
Bonusové body - předletová příprava	$\langle 0, 24 \rangle$
Penalizace	viz[12]str. 9



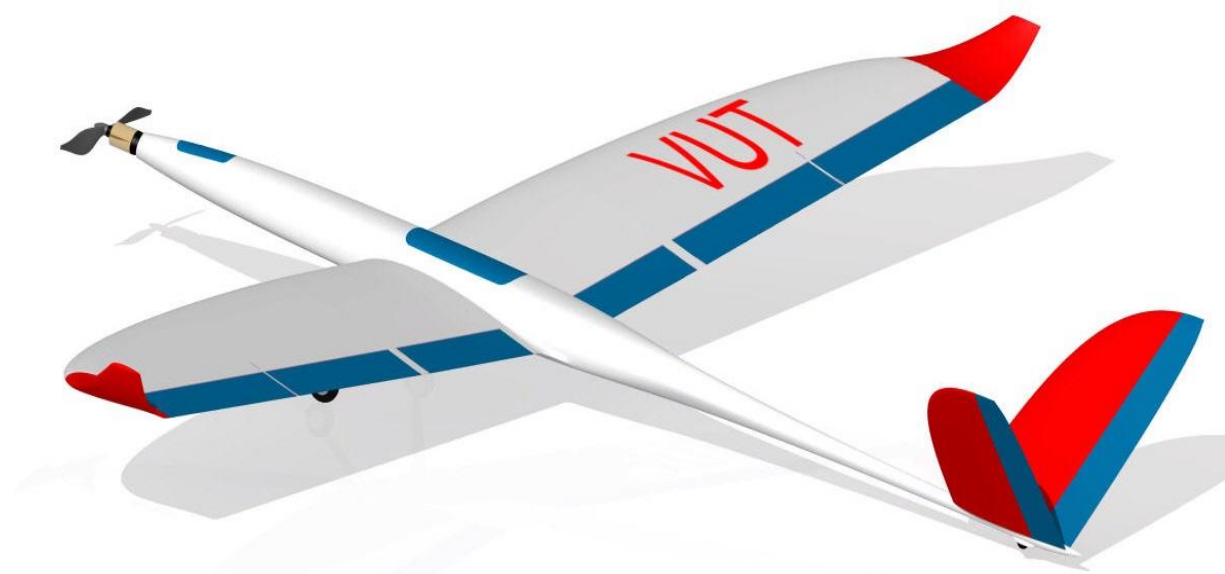
Obr. 1.2: Průběh letu v soutěži ACC [12]

1.2 Parametry soutěžního letounu

Pro soutěž ACC, v akademickém roce 2016/2017, byl projektován týmem BUT Chicken Wings letoun Librick UAV obrázek 1.2. Na projektu se podíleli: Ing. Jan Pejchar, Bc. Tomáš Trojáněk, Jan Rohánek, Vadym Serediuk, Vít Mahdal a Martin Vrba.

Předepsané parametry letounu byly určeny na základě specifických požadavků ACC pro rok 2017 v následujícím znění:

- Letadlo může být jakékoli konfigurace kromě helikoptéry, balónu apod. Veškerá energie pro start letadla musí pocházet z baterie, jež je nesena na palubě.
- Každý letoun musí být rozložitelný a uskladnitelný v Transportním boxu. Ten je limitován vnitřními rozměry 1000 x 500 x 400 mm³. Všechny části letounu se musí vejít do převozního boxu najednou (neuvažuje se vysílač).
- Výkon letounu je dán předepsaným typem motoru AXI Gold 2826/10 a jednou vrtulí APC 13×7 Inches Sport. Přenos krouticího momentu z motoru na vrtuli musí zůstat v poměru 1:1. Letoun může mít pouze jednu pohonnou jednotku.
- Kapacita baterie není omezena. Musí však být použity maximálně tříčlánkové baterie se stanoveným maximálním vybíjecím proudem. Ten činí 45A.
- Nákladový prostor pro závaží je omezen vnitřními rozměry 160x80x80.
- Není povolen autopilot ani žádné gyroskopy. Pro rádio, s nezávislou baterií o minimální kapacitě 600mAh, je doporučeno použít frekvenci 2,4Hz. [12]

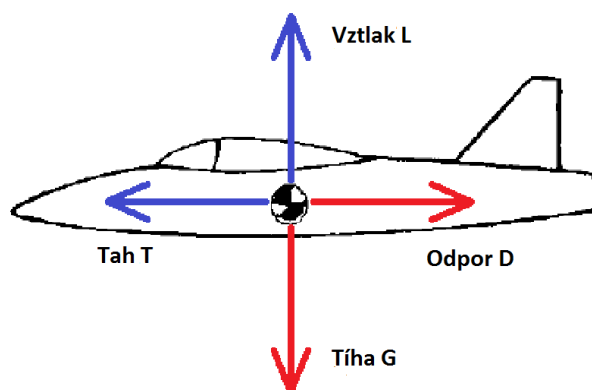


Obr. 1.3: Librick UAV

2 Princip vyvození vztlaku na letadle

Pro teoretický návrh a následně praktickou konstrukci vztlakové mechanizace letounu Librick je potřeba objasnit a popsat vznik vztlakové síly na křídlech.

Letoun obecně je stroj, který při svém přirozeném pohybu (letu) překonává dvě síly, jež se snaží omezit právě tento pohyb. Jsou jimi: Gravitační síla \vec{G} a Odporová síla prostředí \vec{D} . Odporovou sílu letoun překonává tahem motoru \vec{T} a Gravitační sílu pak vytvořením vztlaku \vec{L} na nosné ploše křídla, jak je vidět na obrázku 2.1:



Obr. 2.1: Základní síly působící na letadlo [1]

Vztlak na nosných plochách vzniká v důsledku obtékání zakřiveného profilu křídla médiem - vzduchem - různou rychlostí. Ta ovlivňuje velikost tlaku, který působí na plochu křídla a je možné jej popsat Bernoulliho rovnicí

$$p_{\infty} + \frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2 = \text{konst.} \quad (2.1)$$

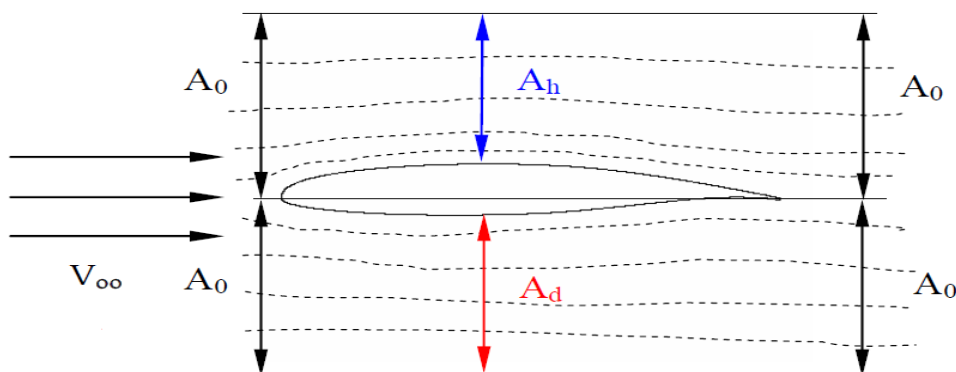
kde p_{∞} je tlak v neovlivněné oblasti vzduchu, ρ je hustota vzduchu, a v_{∞} je rychlost vzduchu v neovlivněné oblasti. Tato rovnice vyjadřuje závislost rychlosti proudění média na jeho aktuálním tlaku.

Jak je vidět na obrázku 2.2 mohou být vytyčeny myšlené hranice ovlivněného proudu vzduchu kolem profilu křídla tak, že se vytvoří dvě „trubice“. V nich jsou vyznačeny proudnice média obtékajícího profil. Vzniká tak závislost velikosti průřezů na rychlostech proudění. Pro obě „trubice“ lze zároveň napsat a aplikovat rovnice kontinuity

$$\begin{aligned} A_0 v_{\infty} &= A_h v_h \\ A_0 v_{\infty} &= A_d v_d \end{aligned} \quad (2.2)$$

kde A_d a A_h jsou vzdálenosti od profilu k myšlené hranici „trubice“ a A_0 velikost průřezu myšlené „trubice“.

Z obrázku 2.2 je také vidět, že vzdálenost od profilu k myšlené hranici, již neovlivněného proudu vzduchu, je nad profilem i pod ním různá a to tak že $A_h < A_d$. Logicky lze tedy odvodit z rovnice (2.2) i velikosti rychlostí obtékajícího proudu $v_h > v_d$.



Obr. 2.2: Rozdíl velikostí „průřezů trubice“ nad a pod profilem křídla [1]

Na základě zjištění velikostí rychlostí proudícího vzduchu nad i pod křídlem je možné následně posoudit tlakové poměry. Ty se dají vyjádřit z Bernoulliho rovnice (1.1) pro proudění v obou „trubicích“

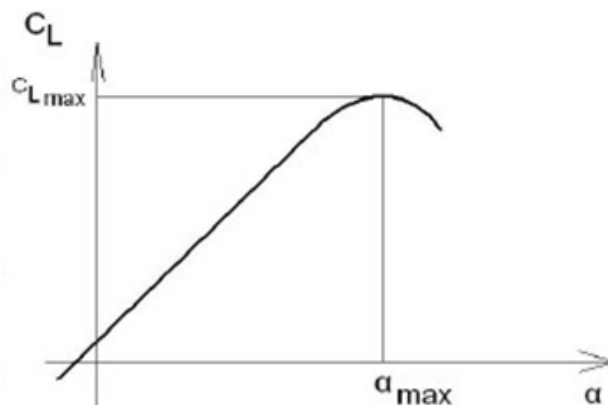
$$p_h + \frac{1}{2} \rho v_h^2 = p_d + \frac{1}{2} \rho v_d^2 \quad (2.3)$$

kde p_h a p_d jsou tlaky a v_h a v_d rychlosti vzduchu v horní a dolní „trubicí“.

Z této rovnice lze vyvodit skutečnost, že v oblasti s vyšší rychlostí proudu vzduchu je zároveň nižší tlak - podtlak $p_h < p_d$. Vztlková síla \vec{L} působící na křídlo vlivem podtlaku nad ním, tak má směr vzhůru. Standardně je výsledná vztlková síla vyjadřována v závislosti na kinematickém tlaku. Výsledný vztah je

$$L = C_L \frac{\rho}{2} V^2 S \quad (2.4)$$

Vztlková síla \vec{L} tedy přímo úměrně závisí na hustotě okolního vzduchu ρ , nosné ploše křídel S , součiniteli vztlaku C_L a na druhé mocnině rychlosti pohybu V . Zároveň je vždy kolmá na směr proudícího vzduchu. Součinitel vztlaku pak obecně popisuje schopnost letadla vyvolat vztlak a závisí na úhlu náběhu α , obr. 2.3, který spolu svírá nabíhající proud vzduchu a tětíva profilu. Tětívou se rozumí spojnice krajních bodů profilu na náběžné a odtokové hraně.



Obr. 2.3: Typický průběh závislosti součinitele vztlaku na úhlu náběhu.[1]

Zvyšuje-li se úhel náběhu, dochází tak zároveň k růstu součinitele vzlaku, a to až do hodnoty C_{Lmax} , které je dosaženo při kritickém úhlu náběhu. Tento bod je totiž velmi důležitý při vzletu a přistání kdy letadlo potřebuje vyšší hodnoty součinitele vzlaku než při cestovním režimu letu. Při dalším zvyšování této maximální hodnoty vzlak poklesne, a to z důvodu odtržení proudícího vzduchu od křídla. Tyto změny vzlaku pak mají zásadní vliv na silovou rovnováhu na letadle a následně na výslednou nejnižší rychlost, tzv. pádovou rychlost V_s , kterou se letadlo může pohybovat, aniž by havarovalo.

Pádová rychlost je možné vyjádřit ze silové rovnováhy na letadle

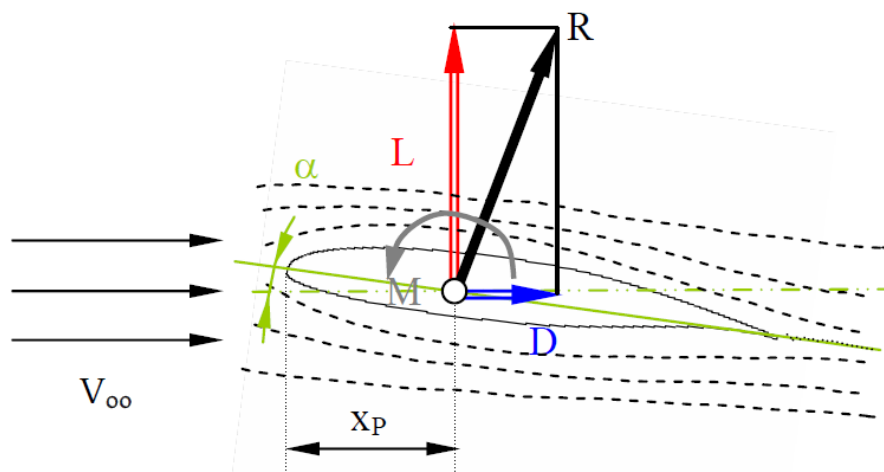
$$L = G$$

$$C_L \frac{\rho}{2} V^2 S = mg \quad (2.5)$$

a následně odvozený výsledný vztah

$$V_s = \sqrt{\frac{2mg}{C_{Lmax} \rho S}} \quad (2.6)$$

Při obtékání vzduchu kolem křídla, které je asymetricky umístěno do proudu vzduchu pod úhlem náběhu α , vzniká také klopivý moment \vec{M} . Na obrázku 2.4 jsou vidět základní silové a momentové účinky působící na křídlo letounu. Kde R je výsledná aerodynamická síla a X_p je vzdálenost náběžné hrany a působíště R , jež bývá obvykle v 1/4 hloubky křídla c .



Obr. 1.4: Silové a momentové účinky na křídle letounu [1]

Z pohledu aerodynamiky a podle vztahu (2.4) se tak naskýtá možnost ovlivnění vzlaku letadla buď zvýšením rychlosti letounu a tím i rychlosti obtékání vzduchu kolem křídla nebo zvýšení hodnoty součinitele vzlaku, například přidáním vzlakové mechanizace na křídlo. Obvykle se během vzletu a přistání pohybují letadla rychlostí mírně vyšší, než je pádová.

3 Vztlaková mechanizace

Tímto pojmem se v dnešní době především rozumí použití vztlakových klapek na náběžných či odtokových hranách a to na křídlech letadla nebo také na vodorovné ocasní ploše (tato konstrukce se však u modelů běžně nepoužívá). Pojem vztlaková mechanizace obecně zahrnuje i jiné systémy než jen vztlakové klapky. Jsou jimi například: sloty a další složitější systémy, které se ale u modelů letadel také nepoužívají.

Přidáním vztlakové mechanizace na křídlo letounu je tak možné ovlivnit velikost vztlaku a odporu letadla v důsledku:

- změny zakřivení profilu křídla
- ovlivnění směru a lokální rychlosti obtékajícího vzduchu
- změna rozložení tlaku
- zvětšení nosné plochy křídel
- zvýšení kritického úhlu náběhu

Aplikování vztlakové mechanizace při návrhu křídla je tedy velmi přínosné a v zásadě povinné pro bezpečný a klidný let.

Tyto systémy, jež ovlivňují aerodynamické charakteristiky křídla a celého letounu, mohou být rozděleny na dva základní druhy podle energetického hlediska:

- a) Aktivní
- b) Pasivní

a) Aktivní

ovlivňují aktivně rozložení tlaku na profilu a to tak, že vyfukují proud vzduchu do mezní vrstvy anebo ji částečně či úplně odsávají. Ofukovat je možné přímo klapky na odtokových hranách proudem přivedeným od motoru nebo vyfukovat proud vzduchu přímo z oblasti klapky. Odsávat vzduch lze pak vývěvou, která je umístěna uvnitř křídla, a to také na odtokové hraně. Tento systém je však u modelů nepoužitelný kvůli náročnosti konstrukce, energii potřebné pro funkci a malé účinnosti u modelů. [15]

b) Pasivní

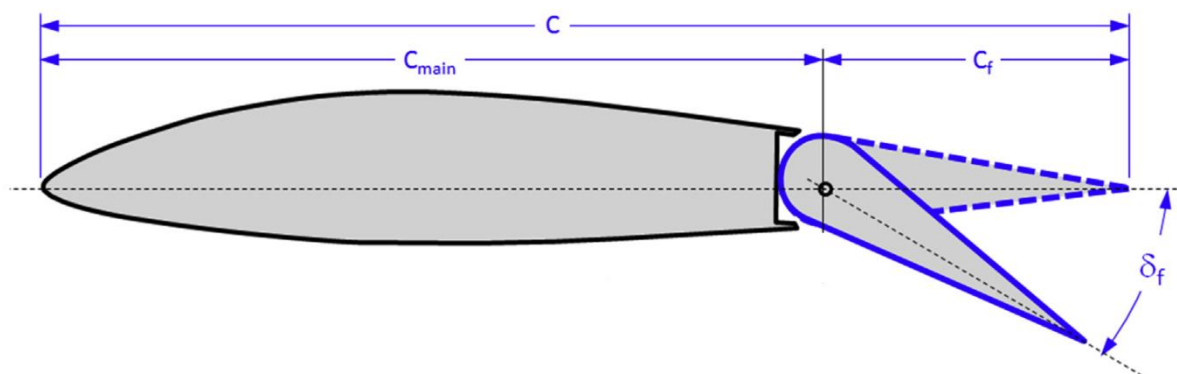
tyto prostředky ovlivňují rozložení tlaku na profilu tak, že nespotebovávají žádnou dodatečnou přidanou energii. Vztlak ovlivňují pouze svým tvarem a aerodynamickými vlastnostmi. Patří mezi ně různé typy klapky, a to jak na náběžné tak i na odtokové hraně, slotů a vířičů.

V dalších kapitolách jsou postupně předvedeny a popsány jednotlivé druhy a systémy reprezentující vztlakovou mechanizaci na odtokové hraně křídla, jež se nejčastěji používají na modelech letadel.

3.1 Jednoduchá klapka

Jedná se o jeden z prvních typů, jaké se na letadlech používaly. Konstrukčně je velmi jednoduchá, prakticky shodná s křídélkem. Součinitel vztlaku zvyšuje zakřivením profilu křídla.

Tato klapka je svou přední částí pohyblivě upevněna k zadní hraně křídla. Vzniká tak jediná osa otáčení, která je uvnitř obrysu. Pomocí servo-mechanismu je tak možné ji vyklápět nahoru a dolů jak je vidět na obrázku 3.1. Na letadle může také zároveň sloužit jako flaperon, který plní funkci křídélka i klapky.

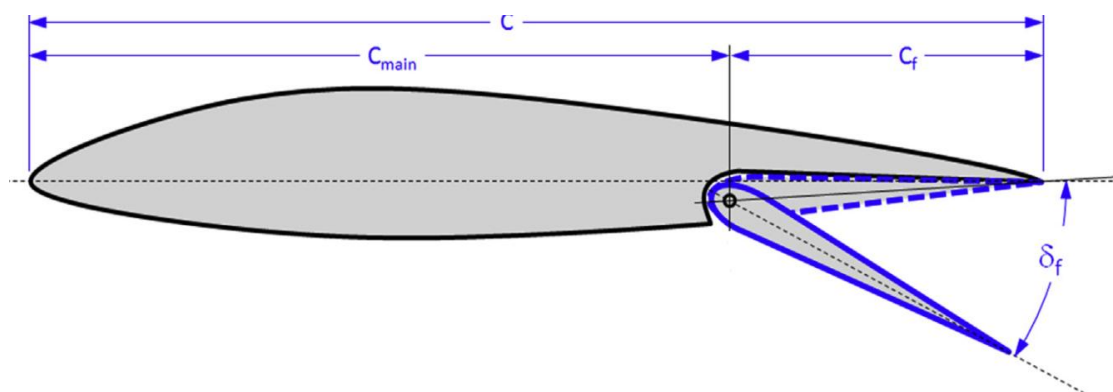


Obr. 3.1: Jednoduchá klapka [4]

3.2 Odklápěcí klapka

Vynálezcem této klapky je Orvill Wright a její aktivní používání je datováno od roku 1930. Využívala se například na letadlech Douglas DC-3 nebo Zlínech řady Trenér. Obecně je účinnější při použití na tlustých profilech. Mezi ní a zbytkem křídla dochází ke vzniku víru.[17]

Funguje na principu zakřivení profilu vyklopením spodního povrchu profilu v zadní části křídla a horní povrch nevykonává žádný pohyb, obrázek 3.2. Její otočná osa je v blízkosti spodní strany křídla. Odklápěcí klapka ale není torzně tuhá. Proto vyžaduje více bodů uchycení.

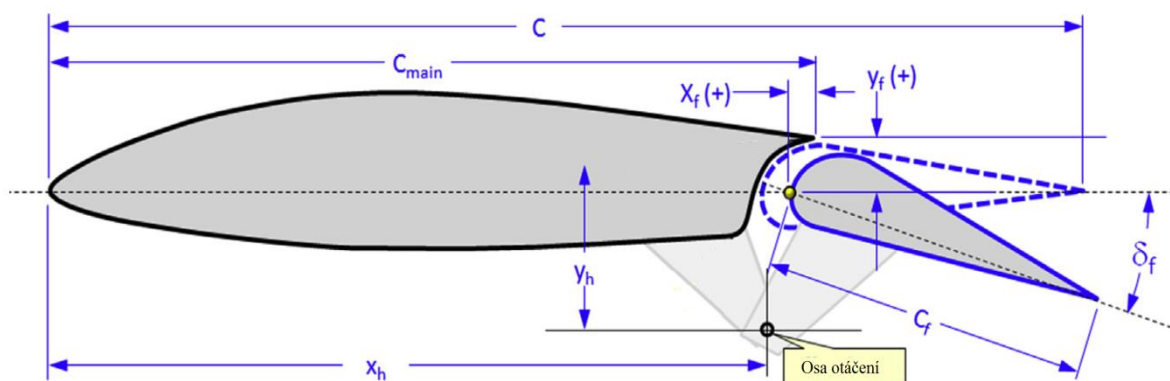


Obr. 3.2: Odklápěcí klapka [4]

3.3 Štěrbínová klapka

Tato klapka je konstruovaná tak, že je schopna se vyklápět směrem dolů, stejně jako jednoduchá nebo odklápěcí klapka, a zároveň se odklápět od zadní hrany křídla směrem dozadu, obrázek 3.3. Je to dáno osou otáčení umístěnou mimo obrys křídla. Tím vzniká mezi křídlem a klapkou štěrbina, která umožňuje proudícímu vzduchu pod křídlem přejít na horní stranu křídla a tím dodat kinetickou energii proudu vzduchu nad křídlem a zároveň tak pomáhá stabilizovat mezní vrstvu. Mění (nepřímo) plochu křídla, zakřivení profilu a ovlivňuje rozložení vztlaku na křídle.

Při úhlu vyklopení vyšším než 35° narůstá odpor rychleji než vztlak. Samotný mechanismus ovládání klapky také vytváří další odpor. [16]



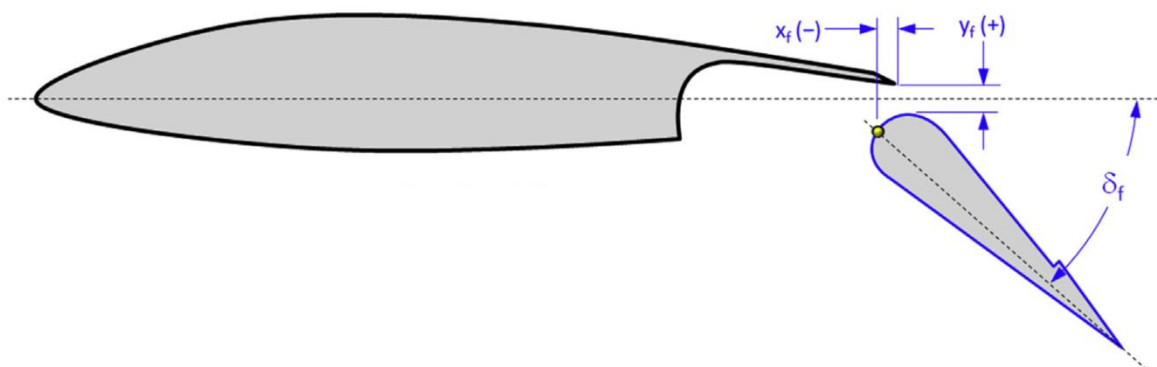
Obr. 3.3: Štěrbínová klapka [4]

3.4 Fowlerova klapka

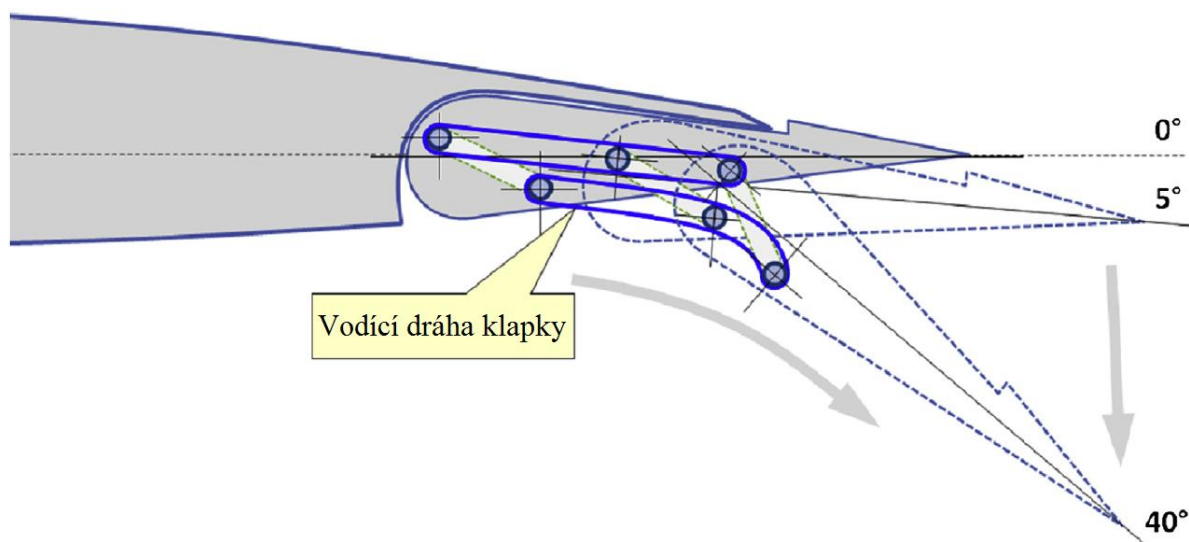
Oproti štěrbínové klapce se Fowlerova před svým vyklopením nejprve vysune směrem vzad za křídlo, obrázek 3.4. Tím se velmi výrazně zvětší užitečná plocha křídla a na základě toho je možno dosáhnout velmi výrazně zvýšených hodnot součinitelů vztlaku a to až o 100% oproti součinitelům profilu křídla bez klapky. Stejně tak jako štěrbínová klapka pak ovlivňuje mezní vrstvu a zakřivení profilu. Díky své schopnosti takto výrazně zvýšit vztlak, je tato klapka jedna z nejúčinnějších vůbec. Pro konstruktéry letadel GA a především velkých dopravních letadel se tak stala velmi oblíbenou a postupně se vyvíjely i její modifikace a kombinace s ostatními klapkami.

Částečně vysunutá klapka se dobře chová při různých úhlech náběhu α , proto je vhodná i pro vzletovou fázi letu. Úplným vysunutím se pro změnu dosáhne optimálních vztlakových charakteristik pro přistání. [9]

Konstrukčně je však velmi náročná kvůli složitému kinematickému systému vysouvání a vyklápění a záleží na možnostech konstruktérů, jestli se ji rozhodnou použít také na modely letadel.



Obr. 3.4: Fowlerova klapka[4]



Obr. 3.5: Kinematika Fowlerovy klapky[4]

V příloze A je možné nalézt jednotlivé příklady zmíněných reálně používaných vztlakových systémů na modelech letadel i na letadlech GA.

3.5 Zhodnocení vztlakové mechanizace

Vztlaková mechanizace na modelech letadel má tedy stejně velký význam jako na všech ostatních letadlech. Kromě již zmíněných výhod pak také snižuje velikost pádové rychlosti, délku potřebné vzletové a přistávací dráhy a také zvyšuje maximální užitečné zatížení letadla. To se pak mimo jiné projeví především na schopnostech konkurovat ostatním týmům v soutěži, kdy letadlo je schopno nejen létat s větší zátěží.

Ostatní druhy vztlakové mechanizace se na modelech letadel běžně nezavádí a nevyužívají. Je to především z důvodů konstrukční náročnosti - velikosti potřebné konstrukce společně s místem pro ni - malé efektivitě při pohledu na poměr velikosti modelu letadla a složitosti systému. Zároveň také kvůli nízkým rychlostem, kterými se modely pohybují, protože optimální účinnost těchto systémů závisí a zároveň se projevuje až při vyšších rychlostech. Těmito systémy, používajícími se na letadlech GA a především na dopravních letadlech, jsou například na odtokové hraně: více štěrbinové klapky, štěrbinové klapky s lopatkou (pevnou nebo pohyblivou), Junkersova klapka nebo vzájemné kombinace těchto klapek. Na náběžné hraně: Krüegerova klapka, sklopná náběžná hrana nebo výsuvný slot.

Pro další vývoj letounu týmu Chicken Wings do soutěže ACC byl zvolen návrh se systémem vztlakové mechanizace obsahující tři jednoduché klapky. Obrázek 3.6. Dvě vyplní místa na křídle u trupu letadla a střední části křídla a třetí nejvzdálenější od trupu bude použita jako flaperon. Tato konfigurace byla navržena z důvodů zvýšení bezpečnosti letadla pro případ, že jeden z ovládacích mechanismů jednoduché klapky se stane nefunkčním, a také pro výraznější zvýšení vztlaku letadla.

Ukázku reálného provedení klapky na modelu Librick a postup její výroby je možné nalézt v kapitole 6.



Obr. 3.6: Návrh vztlakové mechanizace

4 Výpočet základních aerodynamických vlastností letounu

Pro realizaci návrhu vztřakové mechanizace pro letoun Librick je nutné nejprve vypočítat základní aerodynamické vlastnosti letounu, které ho charakterizují ve všech letových režimech.

Pro výpočet těchto vlastností - charakteristik - byl použit program *Glauert III* a následné zpracování dat pomocí programu *Microsoft Excel*. Tento postup výpočtů byl zvolen z časových důvodů, malé výpočtové obtížnosti a přijatelné přesnosti získaných výsledků. Následující výpočty vycházejí z předem známých hodnot a vlastností atmosféry pro již stávající letoun Librick. Údaje o atmosféře jsou zaznamenány pro konkrétní místo konání soutěže ACC pro rok 2017 v Záhřebu v Chorvatsku. Jsou uvedeny v tabulce 1 a v tabulce 2.

Tab. 4.1: Vstupní atmosférické parametry[8]

Vlastnosti atmosféry	Označení	Hodnota	Jednotka
Atmosférický tlak	p	101 325	Pa
Teplota vzduchu	T_v	293,15	K
Měrná plynová konstanta	r	287,04	$\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$
Hustota vzduchu	ρ	1,13	$\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$
Rychlost zvuku	a_z	343,24	$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$
Dynamická viskozita	μ	$1,881 \cdot 10^{-5}$	$\text{Pa} \cdot \text{s}$
Kinematická viskozita	ν	$1,667 \cdot 10^{-5}$	$\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$

Tab. 4.2: Parametry letounu Librick

Charakteristiky letounu	Označení	Hodnota	Jednotka
Délka	l	1,734	m
Rozpětí	b	3	m
Max. hloubka profilu křídla	c_1	0,34	m
Min. hloubka profilu křídla	c_2	0,151	m
Hmotnost letadla (s nákladem)	m	9,5	kg
Nosná plocha křídel	S_w	0,898	m^2
Plocha maximálního průřezu trupu	S_{\max}	0,016	m^2
Omočená plocha trupu	S_t	0,659	m^2
Plocha SOP	S_{SOP}	0,10066	m^2
Plocha VOP	S_{VOP}	0,16611	m^2
Reynoldsovo číslo	Re	342758,2	-

Hodnoty v tabulce 4.2 byly změřeny a vypočteny pomocí již uvedeného postupu a známých vzorců.

Nosná plocha křídel byla vypočtena ze sumy jednotlivých dílčích ploch S_i , které byly získány z programu *Glauert III* pro zadané vstupní parametry z tabulky 4.2.

Omočená plocha trupu S_t byla vypočtena pomocí vzorce

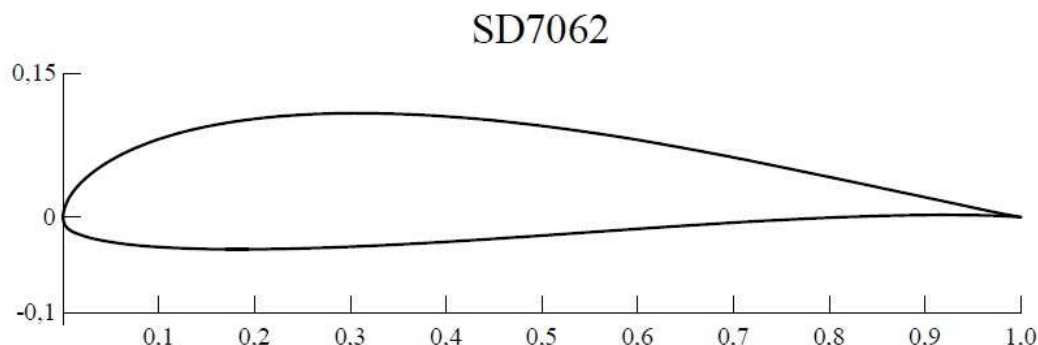
$$S_t = 3 \cdot l \cdot \sqrt{S_{\max}} \quad (4.1)$$

kde S_{\max} je plocha maximálního průřezu trupu a l délka trupu.[13]

4.1 Polára letounu Librick

Polára letadla uvádí do závislosti součinitel vztlaku C_L a součinitel odporu C_D . Jedná se o závislost charakterizující letadlo z pohledu aerodynamiky ve všech směrech. Jsou na ni možné vyznačit body přetažení, vzletu a přistání, klouzavého letu a nejstrmějšího stoupání, cestovního letu, letu s maximální rychlostí, střemhlavého letu a letu na zádech. Pro výpočet délky vzletu a přistání bude stačit část poláry s kladnými součiniteli vztlaku.

Letoun Librick disponuje křídlem o rozpětí 3m a profilem SD7062 zobrazeným na obrázku 4.1



Obr. 4.1: Profil SD7062 křídla letadla Fabrick[6]

Polára pro křídlo letounu Librick byla sestavena na základě osmi vypočtených bodů společně s bodem pro maximální vztlak. Graf 4.1 pak obsahuje poláru křídla letounu a zároveň poláru celého letadla. Výpočet proběhl v programu *Glauert III*, kde pro společně se zadanými vstupními údaji byly voleny body součinitele vztlaku C_L od hodnoty 0,2 po kroku 0,2 až do hodnoty 1,43 - maximální součinitel vztlaku pro profil SD7062. Dále byl vypočten, pro každý zvolený součinitel vztlaku, součinitel odporu. Ten byl získán jako suma součinitelů profilového odporu křídla C_{Dp} a součinitelů indukovaného odporu C_{ind} . Součinitel indukovaného odporu byl vypočten pomocí vztahu

$$C_{ind} = \frac{C_L^2 \cdot (1 + \delta)}{\pi \cdot \lambda} \quad (4.2)$$

kde δ je glauertův opravný součinitel a λ je štíhlost křídla, která byla vypočtena pomocí vztahu

$$\lambda = \frac{b^2}{S_w} \quad (4.3)$$

Součinitel profilového odporu křídla

$$C_{Dp} = \frac{\sum_i S_i \cdot C_{di}}{\sum_i S_i} \quad (4.4)$$

kde S_i je dílčí plocha křídla a C_{di} je dílčí součinitel profilového odporu.

Pro výpočet poláry celého letadla bylo nutné připočíst k součinitelům odporu křídla také součinitele odporu trupu C_{Dt} a ocasních ploch C_{Dop} , které jsou zvětšené o interferenční odpory křídla-trupu $c_{kt} = 0,03$ a ocasu ve tvaru V $c_o = 0,04$ podle vztahů 4.5 a 4.6. Zvolený postup výpočtů, uvedený v *Leteckém modelářství a aerodynamice* [5], je přijatelný kompromis mezi přesností a složitostí.

$$C_{Dt} = C_{Dt1} \cdot (1 + 0,03) \quad (4.5)$$

$$C_{Dop} = C_{Dop1} \cdot (1 + 0,04) \quad (4.6)$$

kde součinitel odporu trupu vychází ze vztahů

$$C_{Dt1} = \frac{c_x \cdot S_t}{S_w} \quad [4] \quad (4.7)$$

kde c_x je součinitel odporu profilu trupu získaný ze vztahu

$$C_x = \frac{C_r \cdot (1 + (2 \cdot d_t))}{2} \quad [4] \quad (4.8)$$

kde C_r je součinitel odporu podélně obtékané rovné desky [4] a d_t je poměr

$$d_t = \frac{d_{\max}}{l} \quad (4.9)$$

kde d_{\max} je průměr plochy maximálního průřezu trupu.

Součinitel odporu ocasních ploch vychází ze vztahu

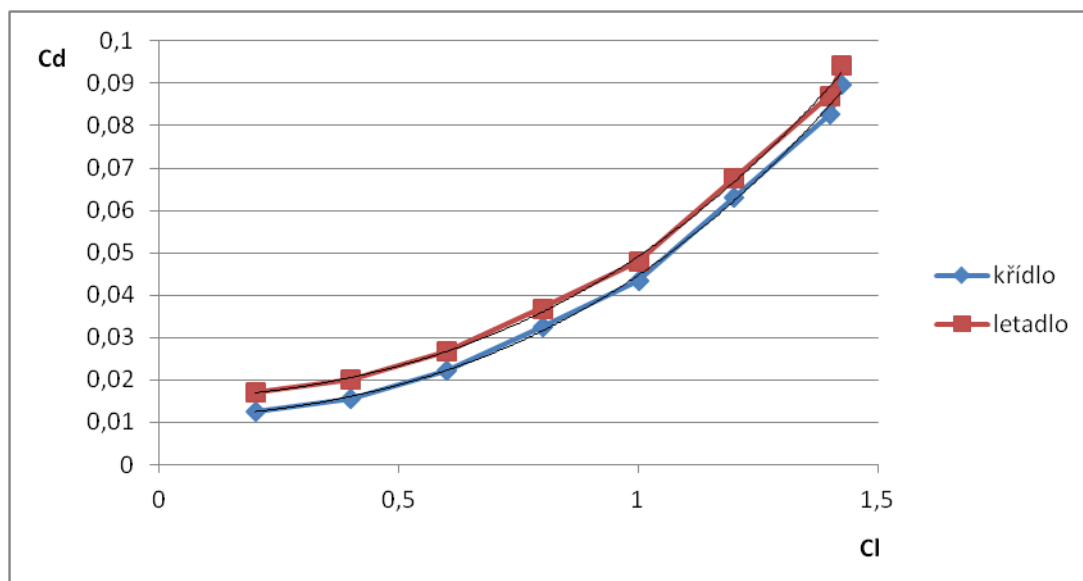
$$C_{Dop1} = \frac{(S_{sop} + S_{vop}) \cdot C_{dpop}}{S_w} \quad (4.10)$$

kde $S_{sop} = 0,10066 \text{ m}^2$ a $S_{vop} = 0,16611 \text{ m}^2$ jsou obsahy svislé a vodorovné ocasní plochy a C_{dpop} je profilový součinitel odporu pro ocasní plochu = 0,008 [5].

V tabulce 4.3 jsou uvedeny vypočtené hodnoty pro zvolené součinitele vztlaku, na jejichž základě byly sestaveny poláry křídla i celého letadla, které jsou zobrazeny v grafu 4.1. Zde je zobrazena pouze prakticky využitelná část poláry pro výpočetní potřeby. Ovšem osy poláry jsou prohozené oproti obvyklému zobrazení. Je to tak proto, aby bylo možné poláru proložit polynomem.

Tab. 4.3: Vypočtené hodnoty součinitelů odporu pro zvolené součinitele vztlaku u vzletu

C_l	0,2	0,4	0,6	0,8	1	1,2	1,4	1,43
C_d	0,01267	0,015592	0,022326	0,03246	0,043463	0,063174	0,082710	0,089726
C_{Dc}	0,01712	0,020043	0,0267776	0,03691	0,047914	0,067625	0,087161	0,094177



Graf 4.1: Poláry křídla a celého letadla Fabrick bez vztlakové mechanizace pro vzlet

4.2 Pádová rychlost a rychlost vzletu

Pádová rychlost je také velmi důležitou aerodynamickou charakteristikou. Na jejím základě pak můžeme vypočítat rychlost, při níž letadlo získá potřebnou hodnotu vzlaku pro vzlet V_{lof} . Pádová rychlost je odvozena ze silové rovnováhy na letadle viz kapitola 2. Pro její výpočet je pak uvažovaná hodnota maximálního součinitele vzlaku snižená o 5%. Je to z důvodu vyvažovacího vzlaku od ocasních ploch. Vzhledem k předpokládané poloze těžiště [8] by měla být tato hodnota dostatečná.

Po dosazení hodnot z tabulek 4.1 a 4.2 je

$$C_{Lmax} = 1,3533$$

$$V_s = 11,63 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Následně rychlost odpoutání od VPD

$$V_{lof} = 1,15 \cdot V_s \quad [8] (4.11)$$

Jejíž vypočtená hodnota je

$$V_{lof} = 13,37 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}.$$

Tyto výpočty poláry jak pro křídlo, tak pro letadlo a výpočet pádové a vzletové rychlosti proběhly pro letoun bez vztlakové mechanizace. A to z důvodu potřeby dílčích výsledků pro návrh konkrétní vztlakové mechanizace pro vzlet a přistání.

5 Výpočet délky dráhy vzletu a přistání

Jednou z podmínek soutěže ACC je, aby letadlo vzlétalo a přistávalo na dráze dlouhé $S_g = 60m$. Zároveň musí být proveden start a vzlet letadla v daném časovém limitu $t_1 = 3min$.

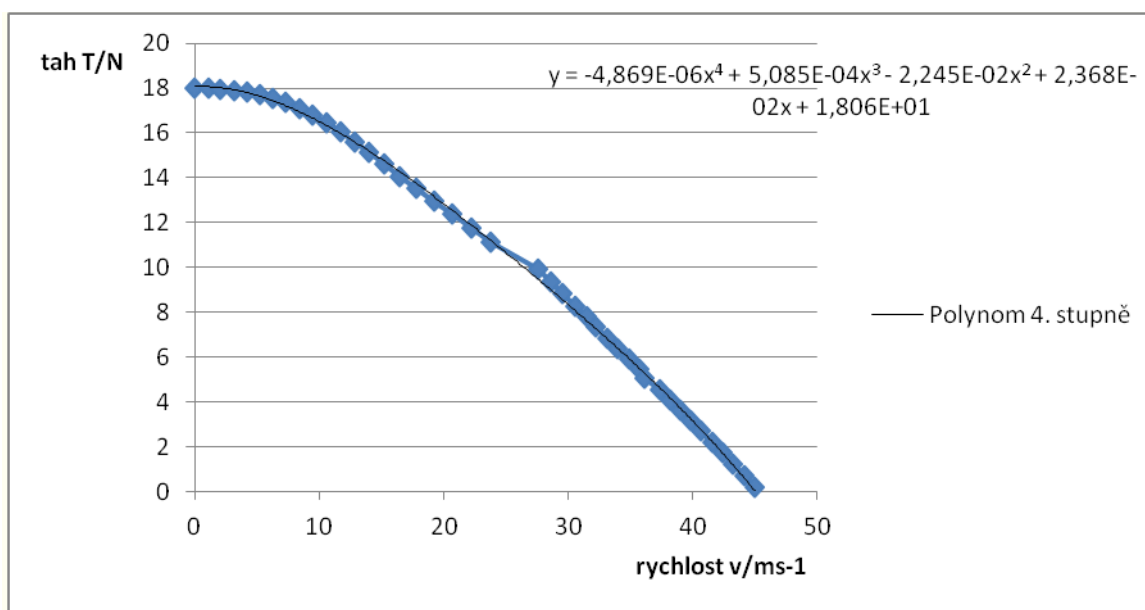
Na základě těchto podmínek je potřeba navrhnout vztakovou mechanizaci, aby letoun splnil pravidla soutěže a zároveň byl konkurenceschopný ostatním letadlům v soutěži.

Výpočet je proveden na základě dvou postupů kvůli možnosti porovnání přesnosti výsledků. První postup bude podle *Mechaniky letu I* [2] a druhý podle *General aviation aircraft design* [4]. Nejprve však jsou vypočteny hodnoty pro vzlet a přistání pro letoun bez vztakové mechanizace a poté s daným konkrétním návrhem. A to ze stejného důvodu jako v předchozí kapitole.

5.1 Vzlet bez vztakové mechanizace

Pro oba postupy výpočtu je nejprve potřeba vyjádřit některé další hodnoty a závislosti ovlivňující vzlet. Na jejich správném určení bude záviset přesnost výpočtu vzletové dráhy. Těmito hodnotami jsou: střední tah motoru T_p , součinitel tření mezi podvozkem a povrchem dráhy a na jeho základě třecí sílu F_t při rozjezdu.

Střední tah se získá z tahové charakteristiky motoru viz obrázek 5.1. Touto charakteristikou je proložen polynom čtvrtého stupně - kvůli požadované přesnosti, kde hodnota x je $\frac{V_{lof}}{\sqrt{2}}$.



Graf 5.1: Tahová charakteristika motoru AXI Gold 2826/10[8]

Hodnota vypočteného středního tahu je tedy

$$T_p = 16,668 \text{ N.}$$

Odhad součinitele tření v závislosti na kvalitě povrchu hraje také nezanedbatelnou roli. Při výpočtu délky vzletu je možné vycházet z následujících doporučení z *Mechaniky letu I* [2]:

Tab. 5.1: Součinitele tření různých povrchů

tvrdý povrch beton, asfalt	$f = 0,02$
zpevněná zem, drobný štěrk	$f = 0,04$
suchá krátká tráva	$f = 0,05$
vysoká tráva - nad 20cm	$f = 0,10$
nezpevněná zem - dle únosnosti	$f = 0,1 \div 0,3$

Pro potřeby letounu Fabrick do soutěže ACC bude uvažován součinitel tření pro tvrdý povrch a vzlet

$$f = 0,02$$

a pro přistání z důvodu dotyku i zadní části podvozku

$$f = 0,025.$$

Na základě tohoto součinitele tření je možné vypočítat počáteční třecí sílu při rozjezdu, vztah 5.1. Ta se však bude v průběhu rozjezdu měnit stejně tak jako tah motoru. Tento jev je dán zvyšující se rychlostí letadla a tedy zvyšující se vztlakovou a odporovou silou viz kapitola 2.

$$F_t = f \cdot F_g$$

$$F_t = f \cdot ((m \cdot g) - L) \quad (5.1)$$

kde L je vztlaková síla působící na letadlo podle vztahu (2.4).

Na začátku rozjezdu je rychlost letadla nulová a tedy výsledná počáteční třecí síla má hodnotu

$$F_t = 1,864 \text{ N.}$$

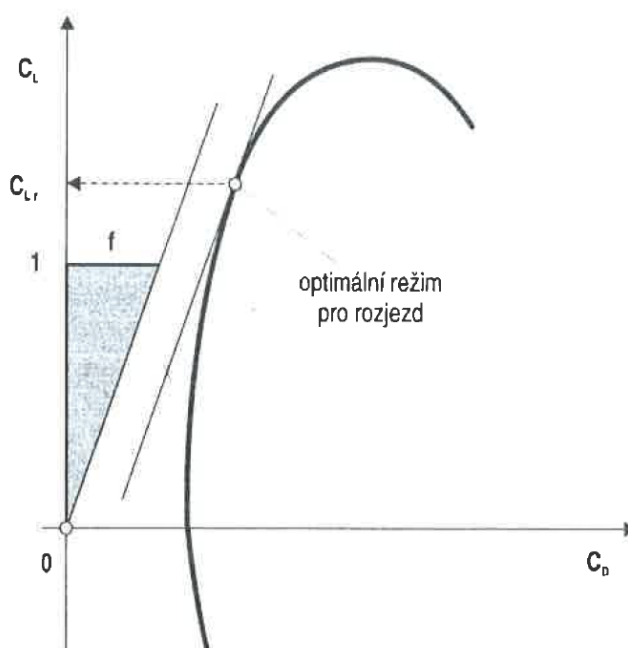
Jsou-li známy všechny potřebné hodnoty, je možné vypočítat délku vzletu bez vztlakové mechanizace.

Nejprve prvním způsobem, který je odvozený v *Mechanice letu I* [2] a výsledný přibližný vztah pro délku vzletu má podobu

$$S_g = \frac{1}{\rho \cdot g} \cdot \frac{F_g}{S_w \cdot (C_D - f \cdot C_L)} \cdot \ln \left| \frac{\left(\frac{T_p}{F_g} - f\right)}{\left(\frac{T_p}{F_g} - f\right) - \frac{C_D - f \cdot C_L}{C_{L,lof}}} \right| \quad (5.3)$$

kde F_g je tíhová síla, C_D a C_L jsou součinitele odporu a vztlaku získané z poláry letadla a zároveň jsou závislé na součiniteli tření od podvozku.

Tyto součinitele charakterizují optimální režim pro rozjezd letadla, který je tečným bodem poláry a směrnice dané součinitelem tření od podvozku, jak je vidět na obrázku 5.1, kde je tento režim označen součinitelem C_{L_f} .



Obr. 5.1: Optimální režim letadla pro rozjezd při vzletu.[2]

$C_{L_{lof}}$ je součinitel vztlaku, při kterém dojde ke vzletu. Jeho hodnota je získaná ze silové rovnováhy, kapitola 2.5, kde je za rychlost dosazena V_{lof}

$$C_{L_{lof}} = 1,0272$$

a dráha vzletu podle rovnice 5.3 má hodnotu

$$S_g = 59,57 \text{ m.}$$

Druhý způsob výpočtu podle *General aviation aircraft design* [4] je založen na postupné numerické integraci. Výsledná délka dráhy vzletu závisí na postupné změně aktuálních veličin, jimiž jsou: tah, dynamický tlak, vztlaková a odporová síla, třecí síla, rychlost a změna zrychlení. Tyto veličiny se postupně mění v čase, jak letadlo nabírá rychlost.

Pro potřebnou přesnost výpočtu byla v integraci zvolena časová změna s krokem $\Delta t = 0,05\text{s}$. Výsledná dráha vzletu je vypočtena jako součet jednotlivých přírůstků uražené dráhy v daném časovém kroku. Tento přírůstek dráhy je vypočten jako

$$S_i = v \cdot \Delta t + \frac{1}{2} \cdot a \cdot \Delta t^2 \quad (5.4)$$

kde a je zrychlení udělené aktuálním tahem motoru T

$$a = \frac{T - F_t - D}{m} \quad (5.5)$$

kde D je odporová síla

$$D = q_D \cdot C_D \cdot S_w \quad (5.6)$$

kde q_D je dynamický tlak

$$q_D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \quad (5.7)$$

Aktuální tah je získán výpočtem z proložené tahové charakteristiky motoru, obrázek 5.1, polynomem čtvrtého stupně, kde za hodnoty x byla dosazena aktuální rychlost.

Podle této numerické integrace je vzletová dráha letadla rovna

$$S_g = 59,73 \text{ m.}$$

5.2 Přistání bez vztlakové mechanizace

Opět je výpočet řešen pomocí obou postupů popsaných v předcházejících kapitolách. Nejprve je proveden výpočet délky přistání-dojezdu pomocí zjednodušeného vztahu z *Mechaniky letu I* [2] a poté je počítána postupná numerická integrace podle *General aviation aircraft design* [4]. Pro obě metody je však započítán úhel náběhu odpovídající poloze letounu stojícího na zemi. To se promítne do velikosti součinitele vztlaku a odporu při dojezdu, které budou vyšší než v případě rozjezdu.

Zjednodušený vztah pro délku přistání-dojezdu je odvozen v *Mechanice letu I* [2] kde jeho výsledný tvar je

$$S_G = \frac{1}{g} \cdot \int_0^V \frac{VdV}{f + (C_D - f \cdot C_L) \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S_w}{2 \cdot G}} \quad (5.8)$$

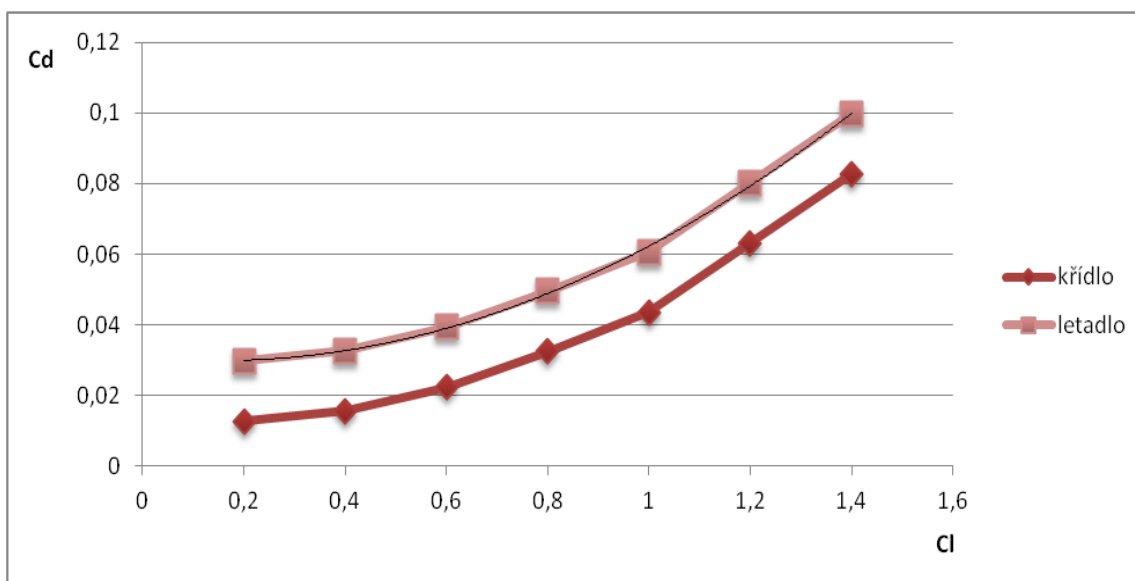
a výsledná hodnota délky přistání-dojezdu po integraci je

$$S_G = 190 \text{ m.}$$

Hodnoty optimálních součinitelů vztlaku a odporu pro přistání jsou získány z poláry, graf 5.2. Vypočtené hodnoty součinitelů odporů pro dané součinitele vztlaku jsou pak v tabulce 5.2.

Tab. 5.2: Vypočtené hodnoty součinitelů odporu pro zvolené součinitele vztlaku při přistání

C_l	0,2	0,4	0,6	0,8	1	1,2	1,4
C_d	0,01267	0,01559	0,02232	0,03246	0,04346	0,06317	0,08271
C_{Dc}	0,029733	0,032655	0,039389	0,049524	0,060526	0,080237	0,09977



Graf 5.2: Poláry křídla a celého letadla Fabrick bez vztlakové mechanizace pro přistání

Při výpočtu dráhy přistání-dojezdu pomocí postupné numerické integrace je využit stejný postup jako v předchozí kapitole. Avšak nyní je uvažován nulový tah motoru a zároveň odpor nehybné vrtule. Dále počáteční rychlost nezačíná na nule ale je rovna pádové rychlosti V_S , která je pro přistání ideální a součinitel tření je uvažován $f = 0,025$ z důvodu dotyku zadní části podvozku s přistávací dráhou.

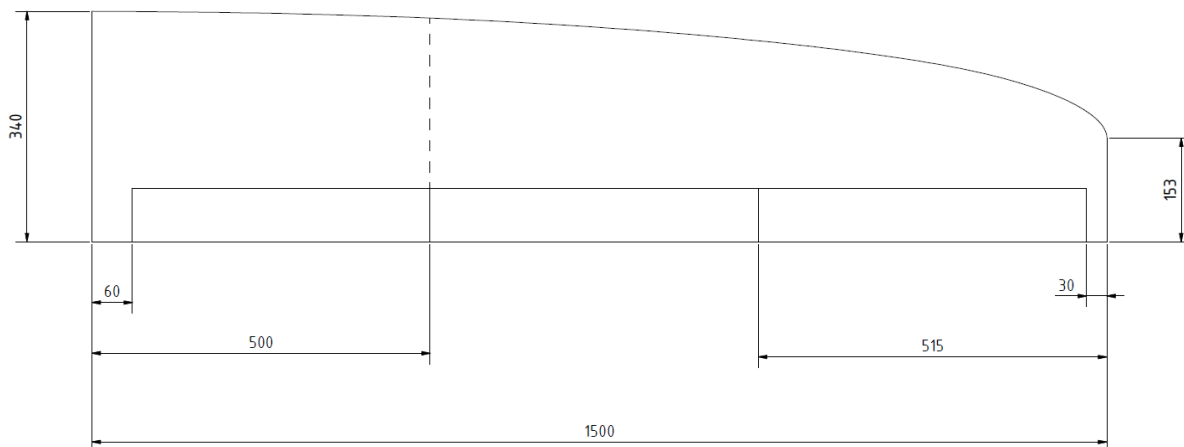
Po vyřešení numerické integrace je hodnota délky přistání-dojezdu

$$S_G = 191,83 \text{ m.}$$

Výsledné hodnoty vypočtené pomocí obou metod jsou takřka totožné. Zjednodušený vztah, odvozený v *Mechanice letu I* [2], je tedy možné brát při výpočtu jako velice přesnou náhradu postupné numerické integrace. Samotné hodnoty délky přistání-dojezdu jsou zároveň příliš vysoké. To je však dáno tím, že samotný aerodynamický odpor letadla bez vztlakové mechanizace při pohybu ve vzduchu a odpor podvozku nejsou schopny letadlo zastavit na rozumné délce přistávací dráhy. Je tedy důležité optimálně nastavit zvolenou vztlakovou mechanizaci, aby se dostatečně zvýšil aerodynamický odpor letadla natolik, že letadlo bude schopno zastavit na rozumné délce dráhy.

5.3 Vzlet se vztlakovou mechanizací

Vztlaková mechanizace pro letoun Librick UAV byla volena na základě důvodů výraznějšího zvýšení vztlaku letadla potřebného při vzletu a přistání. Dále také pro zvýšení bezpečnosti letadla pro případ, že jeden z ovládacích mechanismů jednoduché klapky se stane nefunkčním. Zvolen byl tak systém obsahující dvě jednoduché klapky, které vyplní vnitřní a střední část křídla, myšleno směrem od trupu viz obrázek 5.1. Třetí jednoduchá klapka na vnější straně křídla slouží jako flaperon. Na vnitřní straně křídla je kromě jednoduché klapky také uvažována Fowlerova klapka. Následně jsou porovnány obě možnosti.



Obr. 5.2: Návrh vztlakové mechanizace

Výpočet délky dráhy vzletu s navrženou vztlakovou mechanizací je v zásadě stejný jako výpočet bez vztlakové mechanizace. Je však zapotřebí vzít v úvahu, že při jejím použití se mění součinitel vztlaku a odporu a při použití Fowlerovy klapky také velikost nosné plochy křídla.

Nejprve je potřeba zjistit přírůstek pro maximální hodnotu součinitele vztlaku C_{LmaxW} za použití vztlakové mechanizace a následně jednotlivé přírůstky součinitelů vztlaku od klapky ΔC_{LW} . Postup výpočtu je proveden podle *Airplane design: part 6*[13].

Při vzletu budou použity všechny klapky s úhlem vyklopení $\delta_f = 15^\circ$.

Přírůstek maximálního součinitele vztlaku C_{LmaxW} je vypočten jako součet základní hodnoty maximálního vztlaku bez vztlakové mechanizace a přírůstků maximálních součinitelů vztlaku od jednotlivých klapky

$$C_{LmaxW} = C_{Lmax} + \Delta C_{Lmax1} + \Delta C_{Lmax2} + \Delta C_{Lmax3} \quad (5.9)$$

kde jednotlivé přírůstky maximálního součinitele vztlaku jsou vypočteny jako

$$\Delta C_{Lmax} = C_{lmax} \cdot \frac{S_{wf}}{S_w} \cdot K_\Delta \quad (5.10)$$

kde S_{wf} je plocha křídla s klapkou a K_Δ je korekční faktor.

Jednotlivé přírůstky součinitele vztlaku od klapky se vypočtou jako

$$\Delta C_{LW} = K_b \cdot \Delta C_L \cdot \frac{C_{L\alpha w}}{C_{L\alpha}} \cdot \frac{\alpha_{CL}}{\alpha_{cl}} \quad (5.11)$$

kde K_b je faktor rozpětí klapky, $\frac{\alpha_{CL}}{\alpha_{cl}}$ je poměr účinnosti klapky na křídle a na profilu.

Přírůstek profilového vztlaku ΔC_l je pak získán jako

$$\Delta C_l = \delta \cdot C_{l\alpha} \cdot a_\delta \cdot \frac{c'}{c} \quad (5.12)$$

kde a_δ je součinitel účinnosti profilu a poměr $\frac{c'}{c}$ zahrnuje změnu hloubky klapky při vyklopení a popřípadě vysunutí.

Jsou také potřeba zjistit přírůstky součinitele odporů pro použité klapky C_{Dflap} . Ty se vypočtou jako součty součinitelů odporů profilů klapky C_{Dprof} , indukovaných odporů C_{Dind} a interferenčních odporů C_{Dint}

$$C_{Dflap} = C_{Dprof} + C_{Dind} + C_{Dint} \quad (5.13)$$

kde C_{Dprof} je závislý na poměru plochy křídla s klapkou S_{wf} ku celkové ploše křídla S_w , C_{Dind} je závislý na přírůstku součinitele vztlaku od dané klapky a C_{Dint} je pro jednoduchou klapku nulový a pro Fowlerovu je závislý na součiniteli odporu profilu klapky. V tabulce 5.3 jsou pak uvedeny výsledné hodnoty přírůstků vztlaku a odporu od jednotlivých klapky při úhlu vyklopení $\delta_f = 15^\circ$.

Tab. 5.3: Přírůstky součinitelů vztlaku a odporu při vzletu

$\delta_f = 15^\circ$	Přírůstek součinitele vztlaku	Přírůstek součinitele odporu
Jednoduchá klapka uprostřed křídla	0,277555	0,0161
Jednoduchá klapka na vnější straně křídla	0,18937	0,0128
Jednoduchá klapka na vnitřní straně křídla	0,330714	0,015175

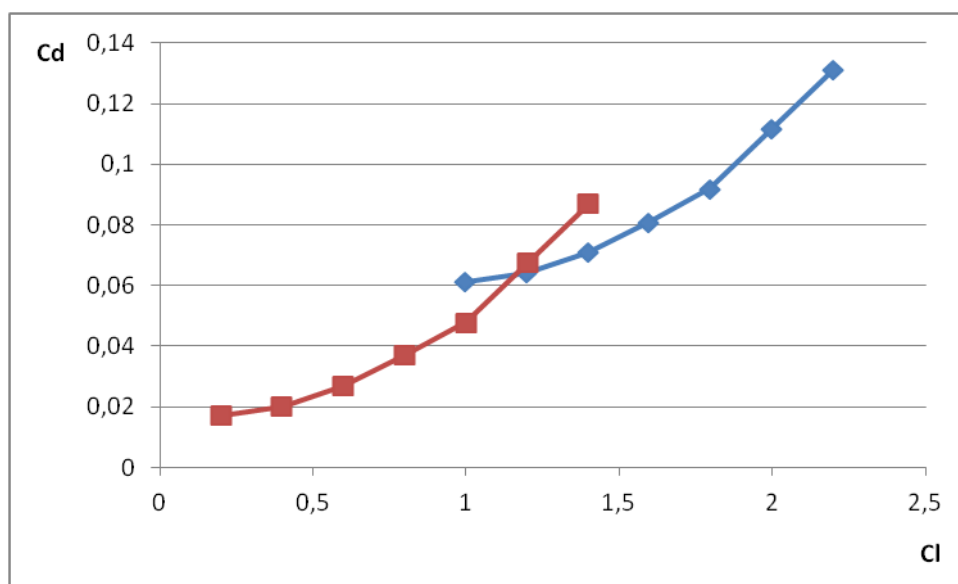
V příloze A5 je uvedeno porovnání použití fowlerovy a jednoduché klapky na tomtéž místě na vnitřní straně křídla.

Nyní je možné získat novou poláru pro letadlo s klapkami stejným způsobem jako v kapitole 4.1. Graf 5.3 zobrazuje poláru letadla pro nové součinitele vztlaku a odporu, jež jsou zaznamenány v tabulce 5.4 společně s původní polárou letadla při vzletu bez vztlakové mechanizace.

Původní polára je zobrazena červeně a nová modře.

Tab. 5.4: Součinitele vztlaku a odporu pro letadlo s navrženou vztlakovou mechanizací při vzletu

C_l	0,997639	1,197639	1,397639	1,597639	1,7976386	1,997639	2,197639
C_{dc}	0,061169	0,064091	0,070825	0,080959	0,0919616	0,111673	0,131208



Graf 5.3: Původní a nová polára letadla s navrženou vztlakovou mechanizací pro vzlet

Na základě této poláry je tak možné získat také nové hodnoty pádové rychlosti V_s a rychlosti odlepení V_{lof} se vztlakovou mechanizací stejným způsobem jako v kapitole 4.2. Maximální součinitel vztlaku je pak roven součtu maximálního součinitele vztlaku pro křídlo bez vztlakové mechanizace a jednotlivým přírůstkům maximálních vztlaků od klappek.

$$V_s = 10,09 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$V_{lof} = 11,6 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}.$$

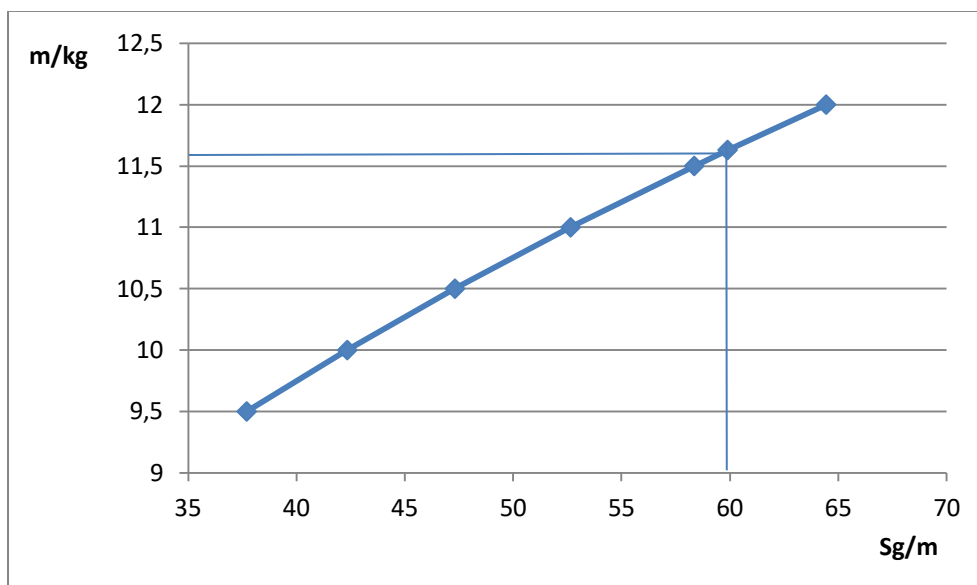
Se změnou rychlosti vzletu se v závislosti také mění hodnota středního tahu

$$T_p = 17 \text{ N}.$$

Následně je možné opět podle vztahu 5.3 stanovit délku vzletové dráhy se vztlakovou mechanizací při zachování stejné celkové hmotnosti, $m = 9,5\text{kg}$, i součinitele tření od podvozku $f = 0,02$

$$S_g = 37,12 \text{ m}.$$

V Grafu 5.3 je uvedena závislost změny rozjezdu na celkové hmotnosti letadla společně s vyznačenou maximální možnou hodnotou hmotnosti $m = 11,63\text{kg}$ pro kterou je délka vzletové dráhy rovna 60m. To je hodnota daná pravidly soutěže ACC.



Graf 5.4: Závislost délky vzletové dráhy na hmotnosti letadla

5.4 Přistání se vztlakovou mechanizací

Výpočet délky dráhy přistání s navrženou vztlakovou mechanizací je podobný jako výpočet přistání bez vztlakové mechanizace. Zároveň stejně jako u výpočtu vzletu se vztlakovou mechanizací je potřeba nejprve vypočítat přírůstky vztlaku a odporu pro jednotlivé klapky. Postup výpočtu je opět proveden podle *Airplane design: part 6* [13].

Lišit se však nyní bude úhel vyklopení klapky. Vnější jednoduchá klapka zůstává ve funkci flaperonu a bude vychýlena jen o $\delta_f = 15^\circ$ z důvodu nebezpečí odtržení proudu vzduchu u vyšší výchylky při manévrování. Obě zbylé jednoduché klapky se vychýlí o $\delta_f = 60^\circ$. Jedná se o největší úhel, u kterého ještě nedochází k poklesu součinitele vztlaku.

V příloze A5 je opět uvedeno porovnání použití fowlerovy a jednoduché klapky na tomtéž místě na vnitřní straně křídla.

Pro tyto úhly vklopení jsou tedy znovu vypočteny hodnoty přírůstků vztlaku a odporu a jsou uvedeny v tabulce 5.5.

Tab. 5.5: Přírůstky součinitelů vztlaku a odporu u přistání

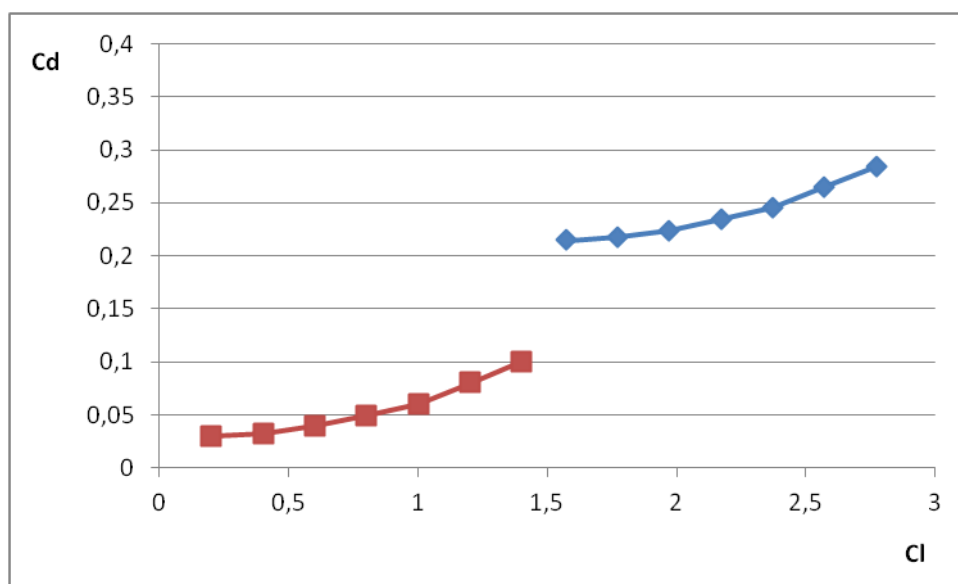
	δ_f	Přírůstek součinitele vztlaku	Přírůstek součinitele odporu
Jednoduchá klapka uprostřed křídla	60°	0,52928	0,09338
Jednoduchá klapka na vnější straně křídla	15°	0,18937	0,012811
Jednoduchá klapka na vnitřní straně křídla	60°	0,652089	0,091087

Na základě nově zjištěných přírůstků je možné sestavit poláru letadla pro přistání se vztlakovou mechanizací. Graf 5.4 zobrazuje poláru letadla pro nové součinitele vztlaku a odporu, jež jsou zaznamenány v tabulce 5.5 společně s původní polárou letadla při vzletu bez vztlakové mechanizace.

Červeně je zobrazena původní polára a modře nová.

Tab. 5.6: Součinitele vztlaku a odporu pro letadlo s navrženou vztlakovou mechanizací při přistání

C_l	1,570738	1,770738	1,970738	2,170738	2,370738	2,570738	2,770738
C_{dc}	0,214399	0,217322	0,224056	0,23419	0,245192	0,264904	0,284439



Graf 5.5: Původní a nová polára letadla s navrženou vztlakovou mechanizací pro přistání

Z nové poláry je možné opět získat hodnoty součinitelů vztlaku a odporu pro přistání z nového maximálního součinitele vztlaku. Ten byl získán součtem jednotlivých přírůstků maximálních součinitelů vztlaku stejným způsobem jako u vzletu v kapitole 5.3 pro nové úhly vyklopení. Zároveň je získána hodnota pádové rychlosti V_s při přistání

$$V_s = 9,246 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}.$$

Při použití vztahu 5.8 a stejné celkové hmotnosti letadla (9,5kg) je tak vypočtená hodnota délky přistávací dráhy

$$S_G = 75,34 \text{ m}.$$

Pro hmotnost 11,63kg, jež byla zjištěna v předchozí kapitole jako hraniční hodnota pro vzlet na podmínkou dané ACC 60m, je délka přistávací dráhy rovna

$$S_G = 92,235 \text{ m}.$$

6 Výroba jednoduché klapky pro model Librick

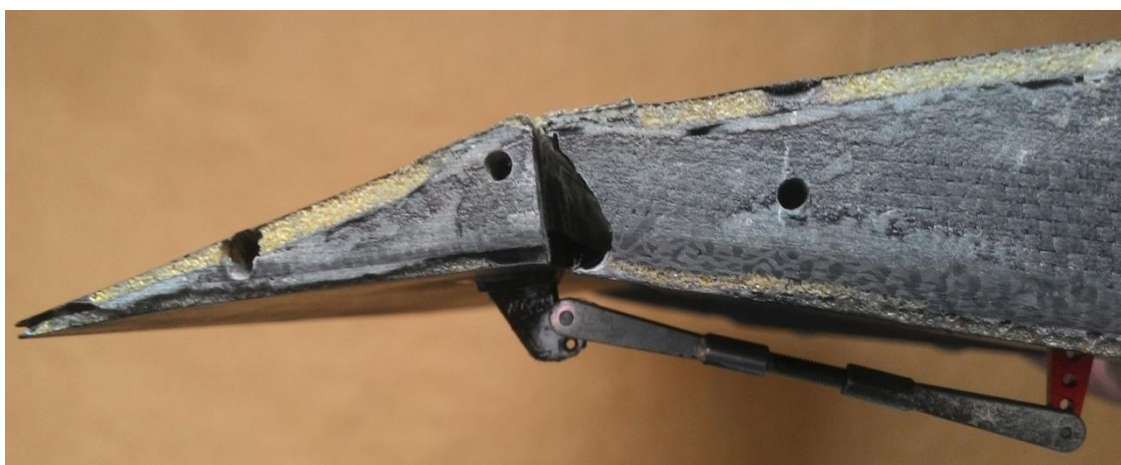
Pro demonstraci výroby všech šesti jednoduchých klapek na obou křídlech je ideální ukázkou klapka na vnitřní straně křídla, která je součástí centroplánu. Je to z důvodů jednak vhodnější polohy pro dokumentaci, jelikož ostatní klapky jsou umístěny na oddělitelné části křídla, a také pro detailní ukázkou praktického zhotovení společně se servo mechanismem ovládajícím klapku, obrázek 6.2.

Všechny klapky na Libricku byly vytvořeny až po vyrobení samotného centroplánu a od něj oddělitelných částí křídel jako poslední konstrukční operace. Povrch centroplánu i křídel byl vytvořen procesem vakuové laminace kompozitního materiálu v předem vyfrézovaných formách. Kompozitní materiál byl vylaminován dvousložkovým lepidlem. Složení použitého kompozitního materiálu je vidět na obrázku 6.1. Do místa uchycení klapky ke křídlu byla přidána jedna vrstva kevlaru a to kvůli jeho velmi dobrým pevnostním vlastnostem jako součást kompozitu.

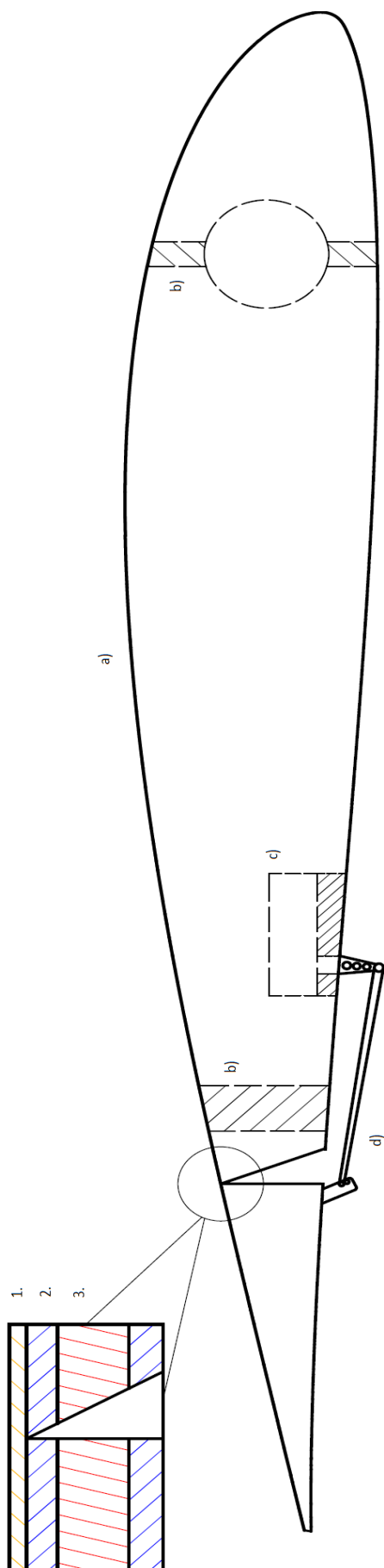
Postup výroby samotné jednoduché klapky je následující:

- nejprve je do spodní strany centroplánu vyřezán otvor pro vložení a následné přichycení (přilepení opět dvousložkovým lepidlem) servo-motoru, který přes táhlo ovládá klapku,
- v předpokládaném místě začátku klapky, v tomto konkrétním případě je to 79mm od odtokové hrany, je také vyřezán otvor a to po celé šířce klapky, ale se specifickým tvarem kvůli místu pro funkční pohyby klapky
- osa otáčení klapky je vytvořena tak, že horní povrch centroplánu je ze spodní strany nařízlý až na přidanou vrstvu kevlaru do tohoto místa, jak je vidět na obrázku 6.1
- nakonec je k servo-motoru a ke klapce připevněno táhlo, které umožní ovládání klapky. Při reálném přichycení je vhodně zvolen úhel výstupu páčky ze servo-motoru a také je vhodně zvolena délka a pozice upevnění táhla, aby klapka byla schopna vykonat otáčivý pohyb - vyklopení v předpokládaném rozmezí úhlů.

Ovládání všech servo-motorů klapek a to i na ocasních plochách je svedeno přes vysílač na dálkové ovládání, které má u sebe pilot.



Obr. 6.1: Jednoduchá klapka na centroplánu Libricka



Obr. 6.2: Schéma klapky v křídle

a) Povrch z kompozitního materiálu - všechny jednotlivé vrstvy jsou při laminaci spojeny dvousložkovým lepidlem

1. Přidaná vrstva kevlaru konkrétně do tohoto místa (žlutě)
2. Tkanina z uhlíkových vláken (modře)
3. Herex - jedná se o typ sendvičové pěny

b) Nosníky v křídle

c) Servo-motor

d) Táhlo pro ovládání klapky

7 Závěr

Je zřejmé, že aplikace vztlakové mechanizace, ať už na GA nebo na modely letadel, je velmi důležitá a přináší mnoho výhod. Mění totiž účelově aerodynamické vlastnosti profilu. Především velikost vztlaku a odporu letadla v důsledku: změny zakřivení profilu křídla, ovlivnění směru a lokální rychlosti obtékajícího vzduchu, změny rozložení vztlaku, zvětšení nosné plochy křídel a zvýšení kritického úhlu náběhu. Pilotovi je tak umožněno s letadlem, pouze pomocí vztlakové mechanizace, vzlétat a přistávat na kratších drahách díky nižší pádové rychlosti či v určité míře zlepšit celkové manévrovací možnosti letadla. A to zvýšením rezervy součinitele vztlaku v oblasti křidélek. Tomu odpovídají i výsledky této práce.

Výpočet délky dráhy vzletu a přistání pro letoun Librick UAV do soutěže Air Cargo Challenge proběhl nejprve pro křídlo bez vztlakové mechanizace a poté se vztlakovou mechanizací. Samotná vztlaková mechanizace byla zvolena v kombinaci tří jednoduchých klapek, které zaplní téměř celou odtokovou hranu křídla, viz obrázek 5.2. V příloze A5 je uvedeno porovnání vypočtených přírůstků součinitelů vztlaku i odporu a sestavených polár navrhovaných klapek, jednoduché a fowlerovy. Z výsledných hodnot lze vyznívat, že fowlerova klapka není při malých rychlostech účinnější o dostatečně vyšší hodnotu než jednoduchá klapka, aby převážila svou konstrukční náročnost. Proto byla vybrána jednoduchá klapka místo fowlerovy. Již při počátečních výpočtech bez vztlakové mechanizace bylo zjištěno, že přesnost stanovení tahové charakteristiky motoru a přesnost stanovení středního tahu motoru má na velikost vzletové a přistávací dráhy výrazný vliv. Pro výpočet byla použita hodnota středního tahu odpovídající rychlosti $\frac{V_{lof}}{\sqrt{2}}$ [4]. Tato aproximace je velmi dobrá, poněvadž z následujícího srovnání velikostí vzletové a přistávací dráhy je zřejmé, že je možné brát zjednodušený vztah odvozený v *Mechanika letu I: letové výkony* [2] jako velmi přesnou náhradu postupné numerické integrace. Výsledky se totiž liší pouze v desetinách procenta. Vypočtená hodnota délky dráhy vzletu letounu o celkové váze $m = 9,5\text{kg}$ bez vztlakové mechanizace je tedy $S_g = 59,6\text{m}$, jež je hodnota těsně pod hranicí maximální hodnoty dané pravidly soutěže ACC. Zároveň délka dojezdové dráhy po zemi při přistání bez vztlakové mechanizace je rovna $S_G = 190\text{m}$. Takto vysoká hodnota vyšla z důvodu, že samotný aerodynamický odpor letadla a odpor od podvozku není schopen letadlo zbrzdit, tak aby zastavilo na rozumné délce dráhy. Je tedy potřeba zajistit výrazné snížení této hodnoty. To je možné dosáhnout optimálním nastavením vztlakové mechanizace nebo vytvořením vyššího třecího účinku podvozku či instalováním jednoduchého brzdného mechanismu.

Pro vzlet letounu s navrženou vztlakovou mechanizací je předpokládáno použití a nastavení všech klapek na úhel vyklopení $\delta_f = 15^\circ$. Je to z důvodu získání výhodné hodnoty součinitele vztlaku při malém součiniteli odporu. Jak je vidět na přírůstcích součinitelů vztlaku a odporu pro jednotlivé klapky v tabulce 5.3, tak se tyto hodnoty podařilo získat. Po zavedení do výpočtů vztlakové mechanizace se také snížila pádová rychlost pro celkovou hmotnost letounu $m = 9,5\text{kg}$ z hodnoty $V_s = 11,63$ na $V_s = 10,09\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$. To mělo také vliv na snížení rychlosti odlepení a mírné zvýšení hodnoty tahu v průběhu vzletu. Výsledná délka dráhy rozjezdu se vztlakovou mechanizací je tedy pro tuto hmotnost $S_G = 37,12\text{m}$. Tato hodnota je velmi dobrá neboť je to téměř 40% rozdíl a nabízí tak možnost zvýšit zatížení letounu. Jak je vidět ze závislosti celkové hmotnosti letounu na délce vzletové dráhy z grafu 5.4, tak nejvyšší možná hmotnost letounu, aby splňovala podmínku soutěže pro vzlet 60m, je $m = 11,63\text{kg}$.

Pro přistání poté bylo navrženo nastavení vztlakové mechanizace: vyklopení vnější jednoduché klapky zůstává na $\delta_f = 15^\circ$ z důvodu nebezpečí odtržení proudu vzduchu při vyšší výchylce při manévrování, protože jí zůstává funkce flaperonu. Vyklopení vnitřní i druhé jednoduché klapky se zvýší na $\delta_f = 60^\circ$ což by mělo být optimální nastavení pro přírůstek

součinitelů vztlaku a odporu potřebného při přistání. Po získání nových součinitelů vztlaku i odporu byla vypočtena pádová rychlost při přistání $V_s = 9,246 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. A následně délka dráhy dojezdu při přistání $S_G = 75,34 \text{ m}$. Z této hodnoty je vidět, že navržená vztlaková mechanizace snížila délku přistávací dráhy o 60,3%. Po dosažení maximální možné hmotnosti pro splnění podmínky vzletu má délka přistávací dráhy hodnotu $S_G = 92,2 \text{ m}$. Pro další snížení délky přistávací dráhy je možné například změnit úhly vyklopení klapek, a to až na úhel $\delta_v = 90^\circ$. Další možností je také již zmíněná instalace brzdného systému na podvozku či jiným způsobem zvýšit tření podvozku. Je také možné změnit rozměry navržených klapek. Tento návrh by však závisel na obtížnosti konstrukce a nesměl by nijak omezit nosník umístěný v místě dělení křídla.

Použití vztlakové mechanizace je tedy pro návrh další generace letounu Librick (Fabrick) velmi přínosné. Je to totiž jedna z možností jak zvýšit výkon letadla a zároveň snížit pádovou rychlost, délky vzletové a přistávací dráhy a v neposlední řadě zvyšuje nosnost letounu. Další zlepšení by pak mohly vyplynout z vývoje nového trupu letadla, tvaru a rozměrů ocasu či snaze omezit indukovaný odpor na koncích křídel. Těmto tématům se věnují ostatní členové týmu BUT Chicken Wings v rámci vlastních závěrečných prací [7], [14], [18]. Výsledkem dalšího vývoje by tedy měl být letoun, jehož letové výkony by měly být výrazně lepší než u stávajícího letounu a letoun by se měl stát více konkurenceschopným.

Zdroje:

- [1] *Aerodynamika* [online]. Dostupné z: <http://lu.fme.vutbr.cz/ucebnice/opory/aerodynamics.php>.
- [2] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I: letové výkony*. Vydání první. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. 293 p. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [3] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu II: letové vlastnosti*. Vydání první. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011. 334 p. ISBN 978-80-7204-761-1.
- [4] GUDMUNDSSON, Snorri. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*. Oxford: Elsevier, 2014. ISBN 978-0-12-397308-5.
- [5] HOŘENÍ, Bohumír, LNĚNIČKA, Jaroslav. *Letecké modelářství a aerodynamika*. První vydání. Praha: Naše vojsko, 1977. 296 p.
- [6] LYON, Christopher A. *Summary of low-speed airfoil data: volume 3*. První vydání. Virginia Beach, SoarTech Publications, 1997. 418p. ISBN 096467473-4.
- [7] MAHDAL, V. Konstrukční uspořádání křídla soutěžního letounu. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. 63 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Tomáš Katrňák.
- [8] MALINOWSKI, M. *Unmanned aerial system design competition*. Brno: Brno University of Technology, Faculty of Mechanical Engineering, 2015. 103 p. Supervised by Ing. Jan Pejchar.
- [9] MAREK, D. *Vysokovztlaková mechanizace křídel dopravních letadel*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2012. 37 s. Vedoucí bakalářské práce doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.
- [10] MUSIL, Miroslav. *Aerodynamika moderních leteckých modelů*. Praha: Naše vojsko, 1978. Knihnice Svazarmu.
- [11] RAKOVSKÝ, K. *Vztlaková mechanizace křídla*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2013. 54 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Marek Horák.
- [12] *Regulations for the Air Cargo Challenge 2017 in Zagreb: European edition* [online]. Version 1.20, 2016-12-5 [cit. 2016-04-21]. 17 p. (PDF). Dostupné z: <http://www.acc2017.com/page/competition-requirements-rules-evaluations>.
- [13] ROSKAM, Jan. *Airplane design: part 6: Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics*. Lawrence, Kan: DARcorporation, 2000. ISBN 1884885527.
- [14] SKÁLA, A. *Konstrukční návrh trupu a ocasních ploch soutěžního modelu letadla*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. 60 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Jan Pejchar.

- [15] SLAVÍK, Svatomír, et al. *Aerodynamika, konstrukce a systémy letadel: učební texty dle předpisu JAR-66 studijní modul 13*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2005. 450 p. ISBN 80-7204-395-1.
- [16] SLAVÍK, Svatomír, et al. *Aerodynamika, konstrukce a systémy letadel: učební texty dle předpisu JAR-66 studijní modul 11*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2005. 600 p. ISBN 80-7204-367-6
- [17] VELIČKA, Jan. *Základní druhy vztlakových klapek. Pilotni.cz: Průvodce pilotním výcvikem* [online]. Praha, 2014. Dostupné z: <https://www.pilotni.cz/>
- [18] ZIMA, M. *Zakončení křídla soutěžního modelu letadla*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. 51 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Petr Doupník, Ph.D.

Seznam obrázků

Obr. 1.1	Logo soutěže ACC.....	13
Obr. 1.2	Průběh letu v soutěži ACC.....	15
Obr. 1.3	Fabrick UAV.....	16
Obr. 2.1	Základní síly působící na letadlo.....	17
Obr. 2.2	Rozdíl velikostí „průřezů trubice“ nad a pod profilem křídla.....	18
Obr. 2.3	Typický průběh závislosti součinitele vztlaku na úhlu náběhu.....	18
Obr. 1.4	Silové a momentové účinky na křídle letounu.....	19
Obr. 3.1	Jednoduchá klapka.....	21
Obr. 3.2	Odklápěcí klapka.....	21
Obr. 3.3	Štěrbínová klapka.....	22
Obr. 3.4	Fowlerova klapka.....	23
Obr. 3.5	Kinematika Fowlerovy klapky.....	23
Obr. 3.6	Návrh vztlakové mechanizace.....	24
Obr. 4.1	Profil SD7062 křídla letadla Fabrick.....	25
Obr. 5.1	Optimální režim letadla pro rozjezd při vzletu.....	30
Obr. 5.2	Návrh vztlakové mechanizace.....	33
Obr. 6.1	Jednoduchá klapka na centroplánu Libricka.....	39
Obr. 6.2	Schéma klapky v křídle.....	40

Seznam grafů

Graf 4.1	Poláry křídla a celého letadla Fabrick bez vztlakové mechanizace pro vzlet	27
Graf 5.1	Tahová charakteristika motoru AXI Gold 2826/10.....	28
Graf 5.2	Poláry křídla a celého letadla Fabrick bez vztlakové mechanizace pro přistání.....	32
Graf 5.3	Původní a nová polára letadla s navrženou vztlakovou mechanizací pro vzlet.....	35
Graf 5.4	Závislost délky vzletové dráhy na hmotnosti letadla.....	36
Graf 5.5	Původní a nová polára letadla s navrženou vztlakovou mechanizací pro přistání.....	37

Seznam tabulek

Tab. 1.1	Bodové ohodnocení soutěže ACC.....	15
Tab. 4.1	Vstupní atmosférické parametry.....	24
Tab. 4.2	Parametry letounu Fabrick.....	25
Tab. 4.3	Vypočtené hodnoty součinitelů odporu pro zvolené součinitele vztlaku u vzletu	26
Tab. 5.1	Součinitele tření různých povrchů.....	29
Tab. 5.2	Vypočtené hodnoty součinitelů odporu pro zvolené součinitele vztlaku při přistání.....	32
Tab. 5.3	Přírůstky vztlaku a odporu u vzletu.....	34
Tab. 5.4	Součinitele vztlaku a odporu pro letadlo s navrženou vztlakovou mechanizací při vzletu.....	35
Tab. 5.5	Přírůstky vztlaku a odporu u přistání.....	36
Tab. 5.6	Součinitele vztlaku a odporu pro letadlo s navrženou vztlakovou mechanizací při přistání.....	37

Seznam symbolů a zkratek

Symbol	Jednotka	Popis
A	[m]	Průřez
a	[m·s ⁻²]	Zrychlení
a _z	[m·s ⁻¹]	Rychlost zvuku
b	[m]	Rozpětí křídel
C _L	[-]	Součinitel vztlaku
C _{L,lof}	[-]	Součinitel vztlaku při vzletu
ΔC _{LW}	[-]	Přírůstek součinitele vztlaku
C _{Lmax} , C _{LmaxW}	[-]	Maximální součinitel vztlaku
C _D	[-]	Součinitel odporu
C _{Di}	[-]	Dílčí součinitel odporu
C _{Dop}	[-]	Součinitel odporu ocasních ploch
C _{Dt}	[-]	Součinitel odporu trupu
C _{Dflap}	[-]	Přírůstek součinitele odporu na klapce
C _{id}	[-]	Součinitel indukovaného odporu
C _{Dint}	[-]	Součinitel interferenčního odporu
C _{Dp}	[-]	Součinitel odporu profilu křídla
C _{pop}	[-]	Součinitel odporu profilu ocasních ploch
C _r	[-]	Součinitel odporu podélně obtékané rovné desky
C _x	[-]	Součinitel odporu profilu trupu
c	[m]	Hloubka křídla
c _{kt}	[-]	Interferenční odpor křídla-trupu
c _o	[-]	Interferenční odpor ocasních ploch
D	[N]	Odporová síla
F _t	[N]	Třecí síla
f	[-]	Součinitel tření
G, F _g	[N]	Gravitační síla
K _Δ	[-]	Korekční faktor
K _b	[-]	Faktor rozpětí klapky
g	[m·s ⁻²]	Gravitační zrychlení
L	[N]	Vztlková síla
l	[m]	Délka letadla
M	[N·m]	Moment otáčení
m	[kg]	Hmotnost
p	[Pa]	Tlak
q _D	[kg·m ⁻² ·s ⁻¹]	Dynamický tlak
R	[N]	Výsledná aerodynamická síla
r	[J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹]	Měrná plynová konstanta
Re	[-]	Reynoldsovo číslo
S _{gd}	[m]	Délka přistávací dráhy
S _G	[m]	Délka přistání
S _g	[m]	Délka vzletu
S _i	[m ²]	Dílčí plocha
S _{max}	[m ²]	Plocha maximálního průřezu trupu
S _{sop}	[m ²]	Obsah svislé ocasní plochy
S _{vop}	[m ²]	Obsah vodorovné ocasní plochy

S_t	$[m^2]$	Omočená plocha letadla
S_w	$[m^2]$	Nosná plocha křídel
S_{wf}	$[m^2]$	Plocha křídla s klapkou
T	$[N]$	Síla tahu motoru
T_p	$[N]$	Střední tah motoru
T_v	$[K]$	Teplota
t_1, t_2	$[s]$	Čas
V, v	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost
V_{lof}	$[m \cdot s^{-1}]$	Vzletová rychlost
V_s	$[m \cdot s^{-1}]$	Pádová rychlost
x	$[m]$	Vzdálenost působíště aerodynamických sil
α	$[^\circ]$	Úhel náběhu
α_{max}	$[^\circ]$	Maximální úhel náběhu
$\frac{\alpha_{CL}}{\alpha_{cl}}$	$[-]$	Poměr účinnosti klapky na křídle a na profilu
Δt	$[s]$	Časový úsek
δ	$[-]$	Glauertův opravný součinitel
δ_f	$[^\circ]$	Úhel vyklopení
ρ	$[kg \cdot m^{-3}]$	Hustota
μ	$[Pa \cdot s]$	Dynamická viskozita
ν	$[m^2 \cdot s^{-1}]$	Kinematická viskozita
κ	$[-]$	Poassonova konstanta
λ	$[-]$	Štíhlost křídla

Seznam příloh

Přílohy.....	A1
A1 Jednoduchá klapka.....	A1
A2 Odklápěcí klapka.....	A3
A3 Štěrbínová klapka.....	A4
A4 Fowlerova klapka.....	A5
A5 Porovnání Jednoduché a Fowlerovy klapky.....	A6

Přílohy

A1 Jednoduchá klapka



Obr A1.1: Model letadla Radian Pro



Obr. A1.2: Model letadla Radian Pro při letu



Obr. A1.3: Model letadla P-51 Mustang

A2 Odklápěcí klapka



Obr. A2.1: Model letadla Spitfire



Obr. A2.2: Letadlo T-6 Harwar

A3 Štěrbinová klapka



Obr. A3.1: Model letadla P-47 Thunderbolt



Obr. A3.2: Letadlo Hawk - T1

A4 Fowlerova klapka



Obr. A4.1: Model větroně L - 13 Blaník

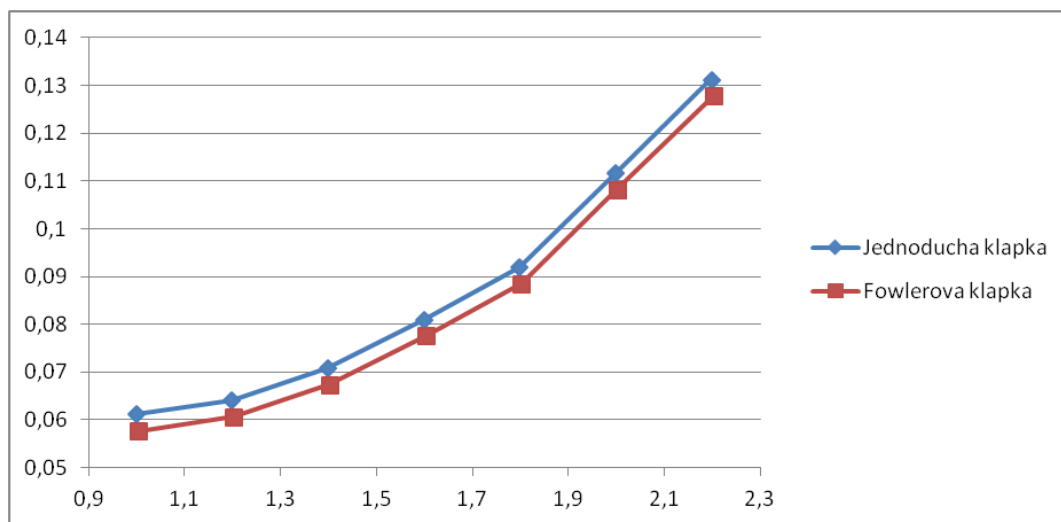


Obr. A4.2: Větroň L - 13 Blaník za letu

A5 Porovnání Jednoduché a Fowlerovy klapky

Pro vzlet se vztlakovou mechanizací:

$\delta_f = 15^\circ$	Přírůstek součinitele vztlaku	Přírůstek součinitele odporu
Jednoduchá klapka na vnitřní straně křídla	0,330714	0,015175
Fowlerova klapka	0,335248	0,011699



Pro přistání se vztlakovou mechanizací:

	δ_f	Přírůstek součinitele vztlaku	Přírůstek součinitele odporu
Jednoduchá klapka na vnitřní straně křídla	60°	0,652089	0,091087
Fowlerova klapka	40°	0,551154	0,043616

